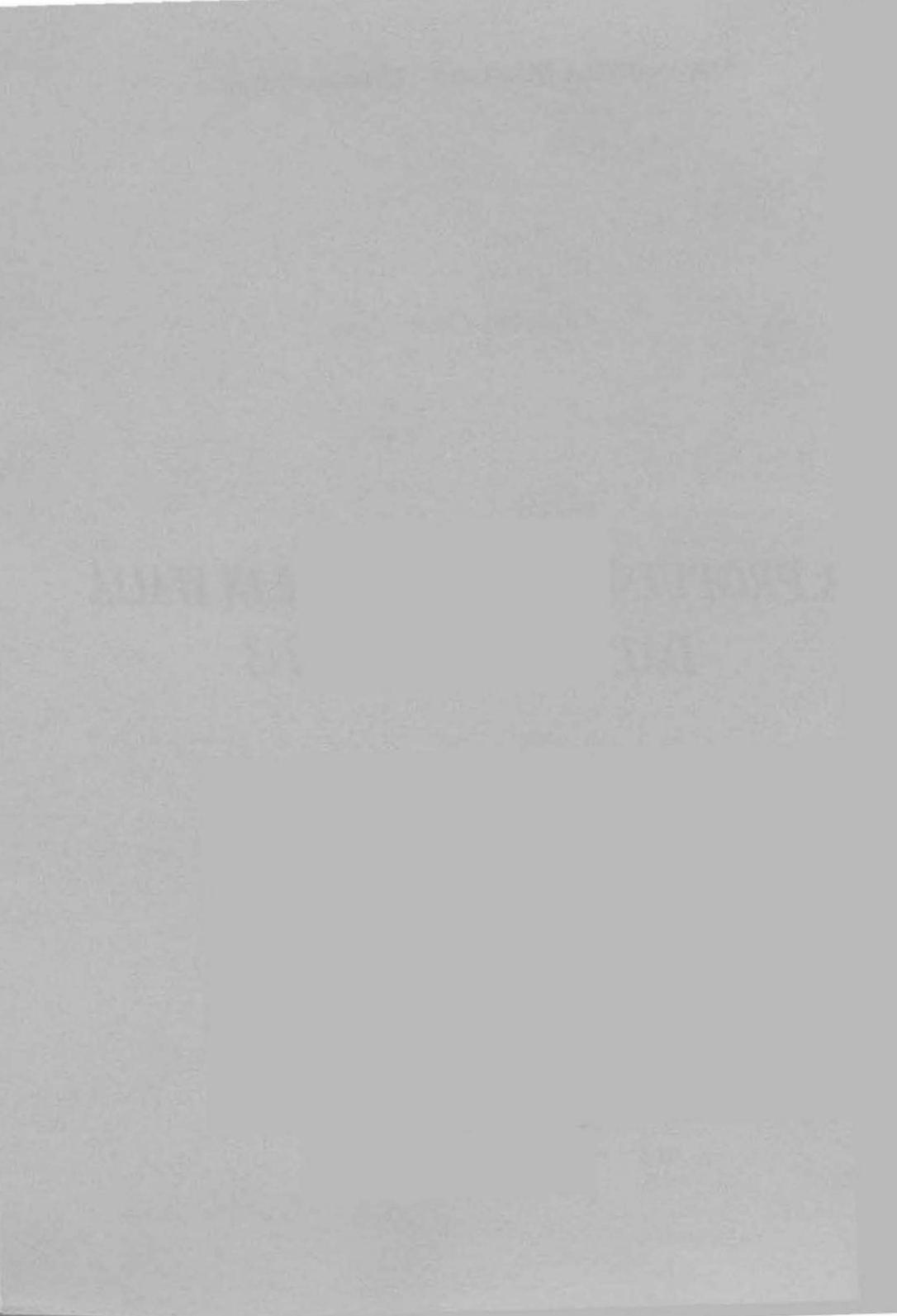


*Giuseppe  
Ciampaglia*

# **LA PROPULSIONE A REAZIONE IN ITALIA *dalle origini al 1943***



**Aeronautica Militare - Ufficio Storico**



AERONAUTICA MILITARE - UFFICIO STORICO

GIUSEPPE CIAMPAGLIA

***LA PROPULSIONE A REAZIONE IN ITALIA  
DALLE ORIGINI AL 1943***

ROMA 2002 *Alfa*

PROPRIETÀ LETTERARIA

*Tutti i diritti riservati.*

*Vieta la riproduzione anche parziale  
senza autorizzazione.*

© By SMA - Ufficio Storico - Roma 2002

Casa Editrice CERBONE  
tel. 0818318192 - 0818345538  
e-mail: [tipolitigrafica.cerbone@tin.it](mailto:tipolitigrafica.cerbone@tin.it)

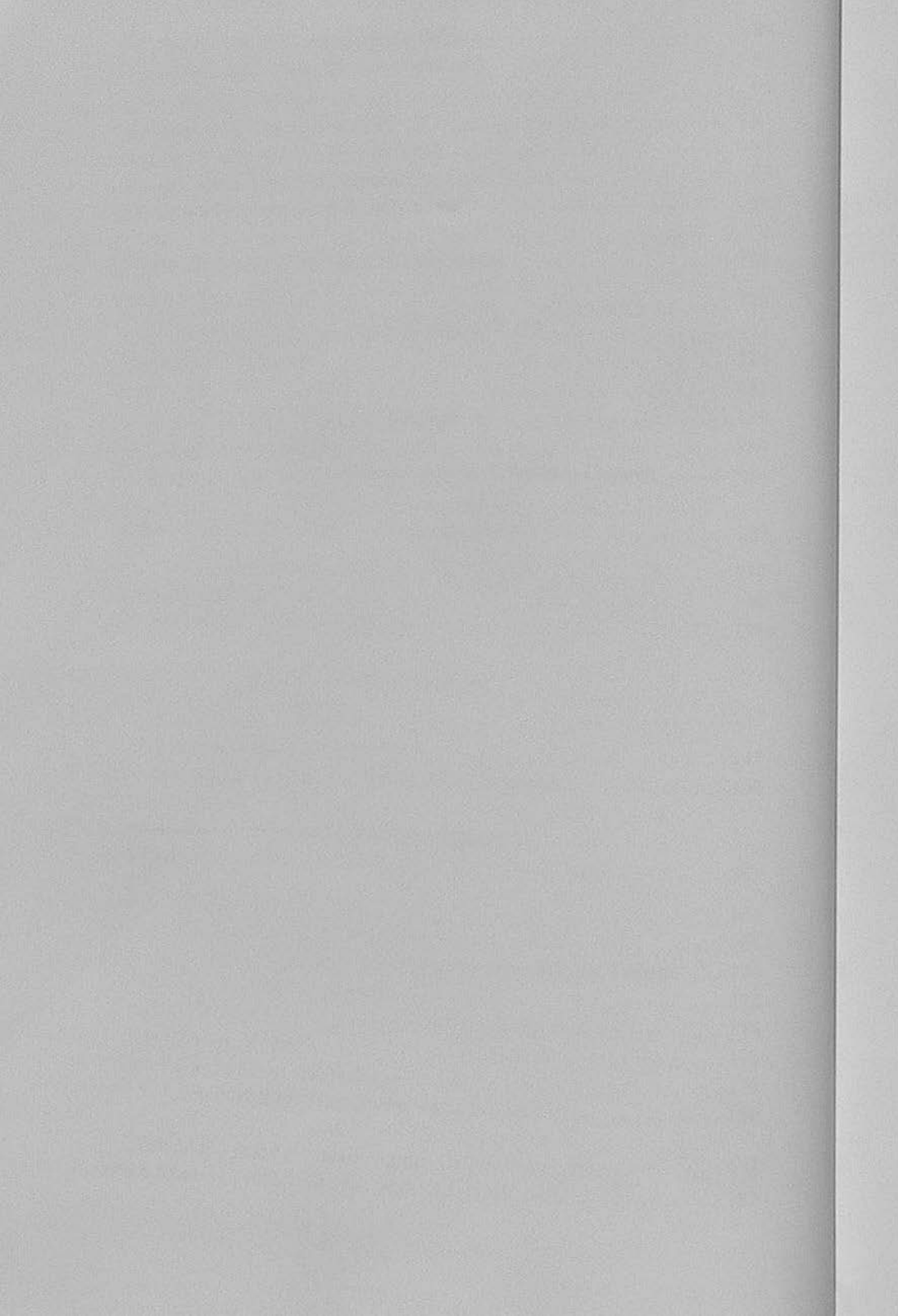


# INDICE

Introduzione .....	7
CAP. I: FORME DIVERSE DI PROPULSIONE A REAZIONE .....	11
I.1: La propulsione a getto .....	12
I.2: La propulsione a razzo .....	14
CAP. II: IPOTESI ED ESPERIMENTI TRA FINE '800 E PRIMI '900 .....	17
II.1: I precursori italiani .....	17
- Enrico Forlanini .....	17
- Cosimo Canovetti .....	19
II.2: I precursori stranieri della propulsione a getto .....	27
- Il tubo autoreattore di André Lorin .....	27
- Il motoreattore di Henry Coanda .....	30
- Compressori rotativi e turbine a gas di scarico .....	32
- Il turbocompressore per motori alternativi .....	39
II.3: L'uso dei razzi a polvere in epoca moderna .....	39
II.4: I precursori della missilistica spaziale contemporanea .....	44
- Konstantin Tsiolkovski .....	44
- Robert Esnault Peltier .....	45
CAP. III: LA PROPULSIONE A GETTO IN ITALIA TRA LE DUE GUERRE MONDIALI .....	47
III.1: Il "geidrovolante" di don Dido Marchesi .....	47
III.2: Il siluro volante di Angelo Belloni .....	49
III.3: Il turbomotore a nafta con compressore di Alessandro Guidoni .....	51
III.4: Eliche intubate od embrionali reattori? .....	54
- Antonio Mattioni .....	56
- Gli studi del prof. Luigi Sante Da Rios .....	60
- Luigi Stipa ed il suo Stipa-Caproni .....	62
III.5: La ricerca di base italiana sulla propulsione a getto .....	71
Gli studi e le realizzazioni di Gaetano Arturo Crocco .....	71
CAP. IV: LA PROPULSIONE A RAZZO TRA LE DUE GUERRE MONDIALI .....	77
IV.1: I primi esperimenti negli Stati Uniti .....	79
- Robert Hutchings Goddard .....	79
IV.2: Primi esperimenti e ricerche in Unione Sovietica .....	80
IV.3: Primi esperimenti e ricerche in Germania .....	82
- Hermann Oberth .....	82
- Max Valier e Fritz von Opel .....	84
- Il Verein für Raumschiffahrt .....	86
- Werner von Braun a Peenemünde .....	87

IV.4: Prime ricerche ed esperimenti in Italia .....	88
- I razzi della BPD (Bombrini-Parodi-Delfino) .....	89
- I razzi di Ettore Cattaneo .....	91
- Gli esperimenti sui razzi del 1931 .....	93
- Il motore a razzo di Cicogna e Rabbeno .....	93
- Gli esperimenti con il nitrometano .....	95
- L'Associazione Piemontese Razzi .....	98
 CAP. V: I PROPULSORI A GETTO DI SECONDO CAMPINI .....	101
V.1: Il Campini Secondo C.S.1 .....	103
V.2: L'aeroplano sperimentale Campini Caproni C.C.2 .....	111
- Il problema della turbina .....	114
- I collaudi in volo di Guidonia .....	125
V.3: I progetti di bireattori da combattimento .....	129
V.4: Il progetto di turboelica .....	134
V.5: La designazione dei progetti e dei velivoli di Secondo Campini .....	136
 CAP. VI: I PRIMI TURBOGETTI ESTERI .....	139
VI.1: I primi turbogetti britannici .....	139
VI.2: I primi turbogetti germanici .....	141
VI.3: I primi velivoli a getto a confronto .....	144
 CAP. VII: PROPULSORI E VELIVOLI A GETTO ITALIANI NELLA II GUERRA MONDIALE .....	147
VII.1: La turbina a gas dell'ing. Belluzzo .....	147
VII.2: Il Reggiane Re. 2005 R di Broglio-Ferri-Sarracino .....	154
 CAP. VIII: LE ARMI ITALIANE CON PROPULSIONE A RAZZO NELLA II GUERRA MONDIALE .....	161
VIII.1: I razzi dell'ing. Belmondo .....	162
VIII.2: Le bombe con propulsione a razzo .....	165
VIII.3: I proiettili e le bombe con propulsione a razzo dell'ing. Robotti .....	170
VIII.4: I siluri con propulsione a razzo .....	172
- Il siluro "Fantoni" .....	174
- I siluri dell'ing. Bordoni .....	175
VIII.5: Il siluro-razzo di Stefanini .....	178
VIII.6: Il razzo a propellente solido dell'ing. De Luce .....	180
 CONCLUSIONE .....	181
BIBLIOGRAFIA .....	187





## INTRODUZIONE

Il 19 giugno 1944 una delegazione di esperti aeronautici britannici, appartenenti alla MAAF (Mediterranean Allied Air Force), comandati dallo squadron leader A. F. Pickles, giunse in Italia presso il quartier generale delle forze britanniche a Caserta, per iniziare sul territorio già occupato dalle truppe alleate una missione tesa a determinare con esattezza cosa fosse stato concretamente fatto di originale nel nostro Paese, durante quei lunghi anni di guerra, nel settore della propulsione a reazione in generale e dei turboreattori per uso aeronautico in particolare.

L'indagine, protrattasi tra Guidonia e Roma fino al giorno 30 dello stesso mese, terminò con il ritorno in Gran Bretagna di tali esperti, il cui comandante stilò uno stringato resoconto finale nel quale erano tra l'altro evidenziate le seguenti considerazioni:

- a) Il prototipo Caproni-Campini e gli impianti (propulsivi) di progetto non meritano seria attenzione; è dubbio se l'efficienza propulsiva e termodinamica dell'impianto adottato presenti qualche miglioramento rispetto a quella di un classico dispositivo motore a scoppio-elica aerea, mentre le complicazioni costruttive sono estese.
- b) In Italia non ci sono tracce evidenti di qualche lavoro significativo sulle turbine a gas aeronautiche.
- c) L'impianto a reazione ausiliario del Reggiane Re. 2005 R è interessante come esempio di propulsore intubato, ma, nella fattispecie, sembra essere stato una soluzione provvisoria per la mancanza di un motore (alternativo) da 2.000 hp.

Veniva inoltre avanzata la vaga ipotesi secondo la quale possibili sviluppi costruttivi relativi ad una turbina a gas progettata dall'ing. Secondo Campini potessero essere in atto nelle regioni del Nord Italia ancora controllate dai tedeschi.

In sintesi definitiva, quanto era stato fatto in Italia nel campo della propulsione a reazione veniva considerato irrilevante.

Nei restanti mesi di guerra e negli anni successivi queste stesse conclusioni sarebbero rimaste come scolpite nella pietra non solo per gli esperti aeronautici ed i dirigenti militari e politici anglo-americani, ma anche per larga parte dei loro corrispettivi italiani.

L'Italia, che tra il 1930 ed il 1935 era giunta a stabilire il 50% circa dei record mondiali del settore aeronautico (110 in totale), non aveva saputo dedicare, all'apparenza, tutta l'attenzione e le risorse necessarie alla realizzazione dei nuovi tipi di propulsori a getto, né poteva essere di grande conforto il fatto che, in questo specifico settore, paesi economicamente ed industrialmente più forti del nostro, come gli Stati Uniti ed il Giappone, avessero complessivamente fatto anche meno.

Solo Germania e Gran Bretagna erano riuscite infatti ad ideare e produrre in

serie le nuove turbine a gas aeronautiche che, già nel corso del conflitto, erano state rapidamente installate su diversi tipi di velivolo, tra cui i nuovi caccia intercettori Messerschmitt Me.262 da parte tedesca e Gloster "Meteor" per quella britannica, per poter essere usate in combattimento in maniera apprezzabilmente efficace.

I tecnici germanici avevano inoltre saputo produrre in grande serie le bombe volanti Fieseler Fi.103 note anche come "V-1", propulse da pulsoreattori e le ben più efficaci "V-2", che erano in realtà missili balistici dotati di motori a razzo a propellenti liquidi, insieme a diversi altri tipi di proiettili-razzo ed aeromobili ugualmente dotati di apparati propulsori a reazione.

Anche l'Unione Sovietica era stata particolarmente attiva nel campo della propulsione a razzo ed in quella dei motoreattori e degli statoreattori, mentre non era stata in grado di portare a compimento la costruzione di un adeguato turbogetto.

L'Italia non aveva invece fatto uso in combattimento di alcun tipo di razzo d'artiglieria o aviolanciato, anche se questi ultimi erano stati già adoperati nel corso della prima guerra mondiale sotto forma di artifici pirotecnici incendiari del tipo Le Prieur per attaccare e distruggere i palloni frenati austriaci d'osservazione del tipo Drachen, gonfiati con idrogeno.

La faticosa ripresa del secondo dopoguerra del settore aeronautico italiano, iniziata nei primi anni '50 e segnata dalla rapida e completa affermazione dei nuovi velivoli a getto, sarebbe avvenuta solo grazie a materiali di volo prodotti su licenza britannica, come i De Havilland "Vampire", o ceduti direttamente dagli americani, come i Republic F 84-G ed F ed i North American (Canadair) F 86-E "Sabre", mentre sarebbero stati importati o costruiti su licenza i turbogetti Rolls-Royce "Nene" e "Derwent" da installare sui Fiat G.80 e G.82 progettati dall'ing. Gabrielli e sull'Aerfer "Sagittario" progettato dall'ing. Stefanutti.

Qualche anno dopo sarebbero stati prodotti sempre su licenza i turbogetti britannici Bristol Siddley "Orpheus" e Rolls-Royce "Viper", che sarebbero stati adoperati sui due velivoli di progettazione nazionale di maggiore successo: il Fiat G.91 ed il Macchi MB. 326.

Questa evoluzione storica ha lasciato in molti la convinzione che scienziati e tecnici italiani fossero stati sostanzialmente inattivi in questi campi specifici, e non avessero saputo dare alcun serio contributo all'avvento della propulsione a reazione.

La realtà storica, mai considerata e trattata con la dovuta sistematicità, presenta invece aspetti notevolmente diversi che, pur non essendo stati mai determinanti, risultano assai più ricchi e complessi di quelli finora noti o prefigurati.

Facendo solo qualche rapido cenno introduttivo relativo alle molteplici ipotesi intuitive ed ai semplici congegni dei secoli più remoti, che sarebbero retrodatibili fino alla "Colomba" a getto di Archita di Taranto (430-360 a.C.) ed alla "Olipila" a vapore di Erone (sec.I a.C.), le moderne ricerche teoriche di sicura validità tecnico-scientifica, che furono condotte in Italia in questo campo, cominciarono in realtà già alla fine dell'800, mentre le prime realizzazioni sperimentali furono compiute a partire dai primi anni del '900.



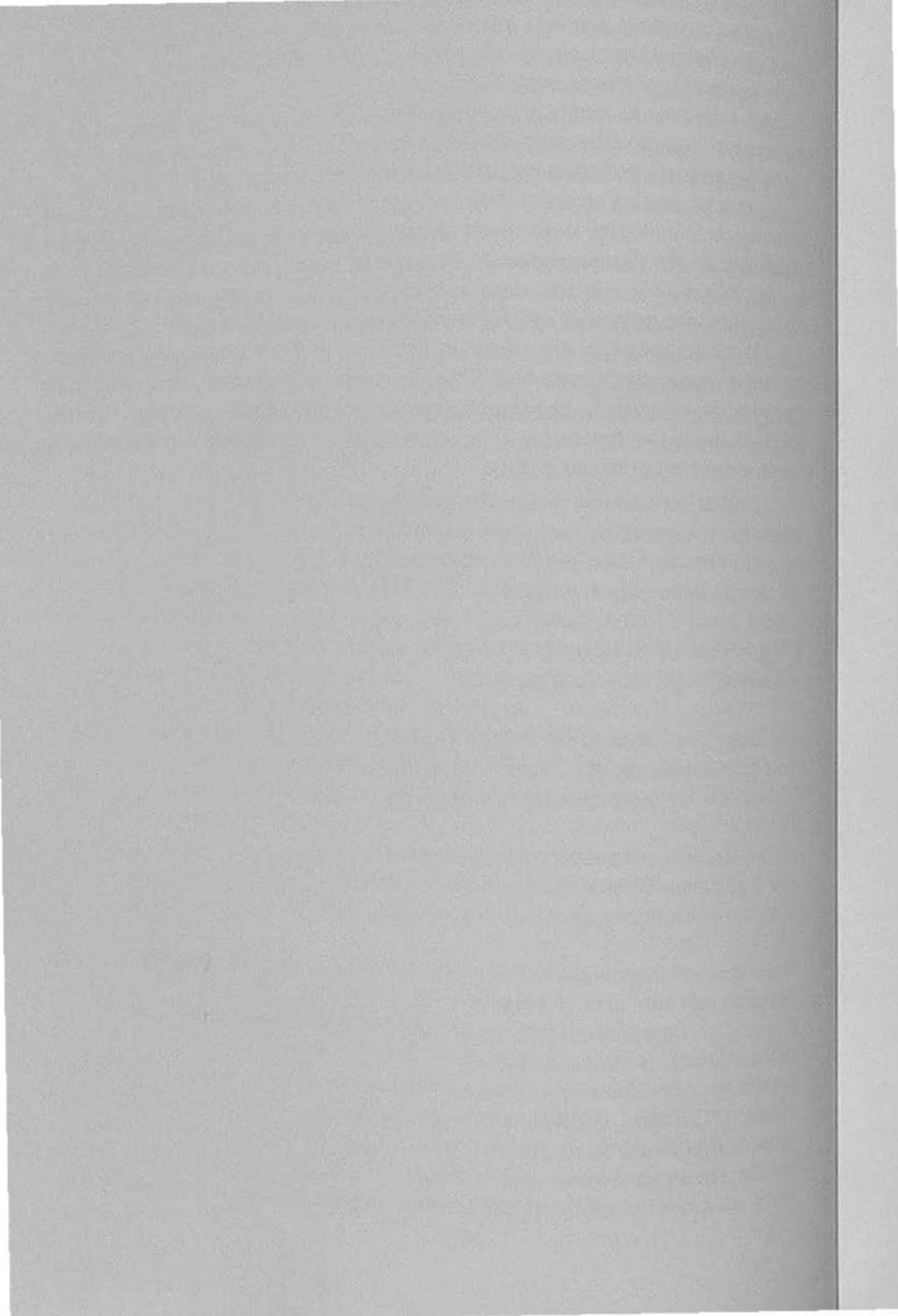
Diverse altre iniziative furono portate avanti nei decenni successivi ed in particolare nel corso della seconda guerra mondiale, anche se, nella maggior parte dei casi, non ebbero il tempo necessario per essere messe definitivamente a punto e non trovarono quindi una reale forma applicativa.

Tutti i progetti in corso di sviluppo furono infatti totalmente cancellati dagli avvenimenti seguiti all'armistizio dell'8 settembre 1943, tanto da essere rapidamente dimenticati lasciando tra l'altro scarse tracce.

Per potere meglio comprendere l'originalità e l'importanza storica dei lavori scientifici e tecnologici svolti dagli italiani in questo specifico settore, dovremo quindi descrivere sinteticamente quanto da essi venne scoperto e realizzato tra la fine del XIX secolo e la fine della seconda guerra mondiale, dando nel contempo alcune sintetiche notazioni biografiche relative a ciascun autore.

L'effettiva validità di tali contributi potrà inoltre essere giustamente apprezzata solo comparando per grandi linee il lavoro svolto dagli italiani con quanto venne fatto nello stesso periodo nel resto del mondo dai più eminenti specialisti stranieri, limitando la relativa trattazione ai soli periodi iniziali della propulsione aeronautica a getto e della propulsione a razzo.





## FORME DIVERSE DI PROPULSIONE A REAZIONE

Le diverse forme di propulsione aerea si basano sulla nota legge fisica che va sotto il nome di Terzo Principio della Dinamica, detto anche di Azione e Reazione, che fu enunciato da sir Isaac Newton nel suo: *Philosophiae naturalis principia mathematica* presentato alla Reale Accademia di Londra il 28 aprile 1686 e pubblicato l'anno successivo.

Secondo tale principio, applicato al caso particolare del volo, un aeromobile ed un razzo possono muoversi rispettivamente nell'atmosfera e nello spazio se sono entrambi in grado di proiettare all'esterno, in direzione opposta a quella del movimento e con adeguata velocità, una determinata massa di aria e/o gas combustibili.

La grandezza della spinta propulsiva prodotta nell'unità di tempo è, nella realtà applicativa concreta di un gas fuoriuscente da una camera chiusa attraverso un ugello di scarico, funzione della somma di due distinti prodotti fatti tra quattro diverse grandezze fisiche: la massa d'aeriforme spostata moltiplicata per la velocità assoluta ad essa conferita, più la differenza di pressione esistente tra i gas in uscita e l'ambiente esterno moltiplicata per la sezione d'uscita del getto.

In realtà tutti i propulsori aeronautici fino ad oggi utilizzati operano sul principio di azione e reazione, sia se sono basati sulla rotazione di un'elica avvitantesi nell'aria posta in movimento da un motore alternativo o da una turbina, che sulla eiezione di un getto di gas di scarico effettuata attraverso un ugello.

Questa seconda forma di propulsione può essere inoltre realizzata in molteplici forme simili tra loro quali quella del reattore puro, del pulsoreattore, della turboventola o dello statoreattore, tutte basate sull'uso di aria prelevata dall'esterno, oppure mediante quella del razzo, che è diversa dalla precedente poiché tutta la materia elaborata viene trasportata nell'interno del razzo stesso senza alcuna ulteriore captazione dall'esterno.

Altre forme propulsive a reazione sono state inoltre solo proposte ed a volte anche sperimentate ma non attuate.

A tale sintetica classificazione fa riscontro una nomenclatura, consolidata dall'uso, non propriamente adeguata.

In particolare per propulsori a getto (jet) si dovrebbero intendere sia quelli basati su sistemi del tipo compressore-turbina, che i razzi.

Avendo tuttavia a disposizione un nome d'uso storicamente consolidato per questi ultimi (rockets), che sono chiamati anche endoreattori, useremo correntemente il termine di getto (jet) esclusivamente per i vari tipi di reattori a captazione d'aria esterna.

## 1.1: La propulsione a getto

È la forma oggi d'uso corrente sia per le applicazioni civili che militari, essendo quella più adatta al volo atmosferico di lunga durata effettuato ad alta velocità sia subsonica che supersonica.

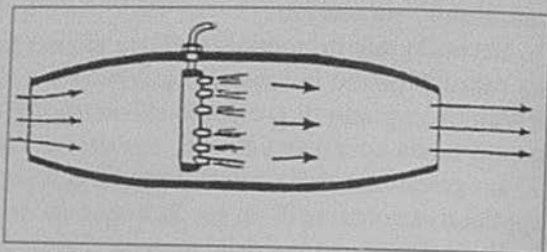
Essa sfrutta la capacità comburente dell'ossigeno, presente nell'aria prelevata dall'atmosfera, che viene usato per bruciare un adatto carburante liquido secondo precise modalità termodinamiche di trasformazione dell'energia termica prodotta in lavoro meccanico propulsivo.

La massa di aria e di gas prodotta dalla combustione viene elaborata da adatti organi meccanici ruotanti, per essere poi emessa all'esterno del motore ed all'indietro ad alta velocità, ricavandone una conveniente spinta in avanti di reazione propulsiva.

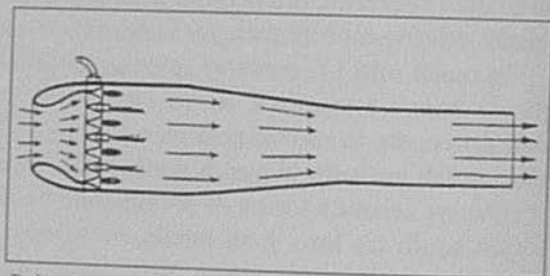
Se confrontassimo queste modalità complessive di funzionamento con quelle della propulsione ad elica, che è stata la prima ad essere utilizzata in campo aeronautico, potremmo osservare che esistono poche differenze tra il flusso d'aria creato da un'elica ruotante nell'aria e quello prodotto da un getto d'aria e gas combusti.

La prima di esse è costituita dal fatto che un'elica di grande diametro azionata da un adatto motore alternativo muove all'indietro una colonna d'aria che risulta essere di rilevante volume, avendo per base il disco tracciato dall'elica stessa, interessando quindi una notevole massa di gas che viene però posta in movimento a velocità alquanto ridotta.

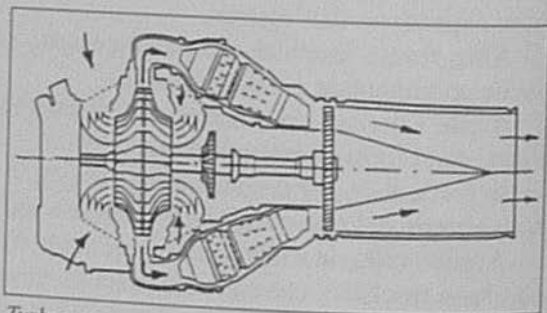
Un propulsore a getto puro o turbogetto (turbojet) di potenza confrontabile e quindi di dimensioni oggi piuttosto contenute, ne produce invece una di diametro considerevolmente minore, pari a quello della sua luce di scarico e tale da coinvolgere una massa d'aria deci-



*Condotto aerodinamico*



*Pulsoreattore del tipo installato sulla bomba volante germanica "V-1"*



*Turbogetto a compressore centrifugo a doppio ingresso monoalbero*

samente inferiore, che viene però posta in movimento con una velocità d'efflusso nettamente più elevata.

Una seconda notevole differenza è data dal fatto che mentre in un motore ad elica si misura la potenza propulsiva erogata, data da quella fornita dal motore che l'aziona, misurata all'albero, moltiplicata per il rendimento propulsivo dell'elica stessa, in un motore a getto si valuta invece la sola spinta propulsiva.

Questa viene ottenuta come forza risultante di molteplici forze parziali e contrapposte che si producono nelle varie parti costitutive di un turbogetto durante il suo funzionamento.

Sia le parti ruotanti interne come il compressore e la turbina, che quelle fisse come l'involucro che le avvolge e le contiene con la relativa presa d'aria, l'ugello di

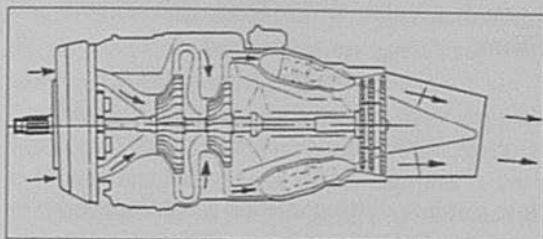
scarico e le camere di combustione, sono infatti soggette a spinte che sono propulsive quando sono dirette nel verso di volo o resistenti se dirette in senso contrario.

Queste componenti sono difficili da misurare separatamente, mentre è molto più semplice determinare il valore della spinta risultante effettivamente erogata.

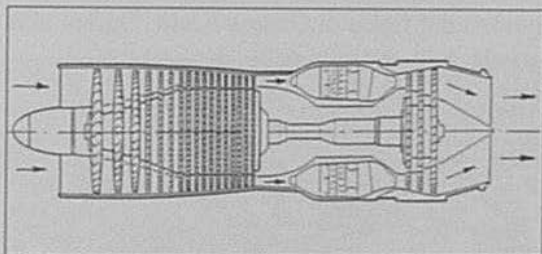
Il passaggio dall'uso di una colonna d'aria messa in movimento dall'elica a quello di un getto d'aria e gas di scarico, che potrebbe sembrare semplice ed immediato sul piano concettuale, ha richiesto invece intensi sforzi di comprensione delle esatte modalità secondo le quali una forza di reazione si manifesta, che non sono di tipo semplicemente intuitivo, oltre che di studio e messa a punto delle necessarie tecnologie costruttive.

Queste sono infatti risultate di trattazione particolarmente complessa per il loro marcato carattere interdisciplinare, comprendendo problemi di carattere fluidodinamico, termodinamico, metallurgico e strutturale.

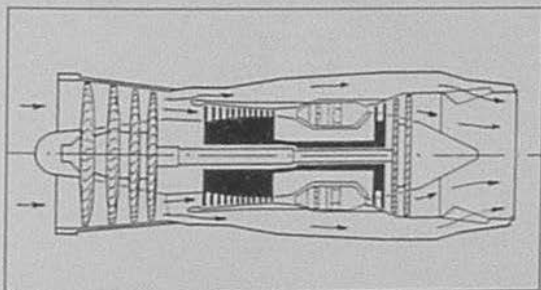
La tecnologia motoristica aereo-



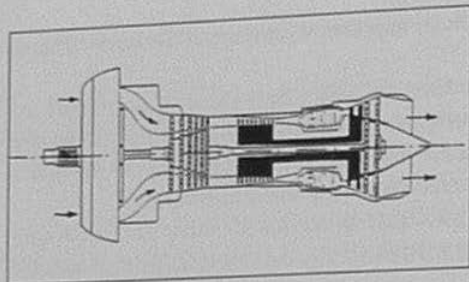
*Turbina a elica a compressore centrifugo con doppia girante ed ingresso singolo monoalbero*



*Turbogetto a flusso assiale monoalbero*



*Turbogetto a doppio flusso assiale bialbero*



*Turboelica a flusso assiale bialbero*

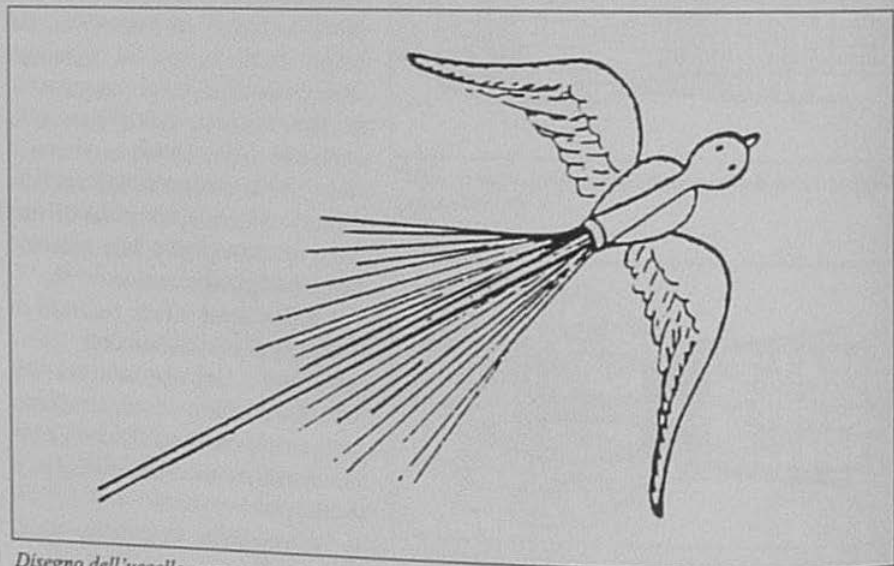
nautica ha impiegato infatti più di quarant'anni per passare dalle prime ipotesi teoriche sulle turbomacchine, che vennero formulate dai primi studiosi di tali problemi, attivi già alla fine del XIX secolo, alla effettiva messa a punto dei primi propulsori a turbogetto realmente funzionanti.

Solo in questi ultimi decenni si è poi giunti a poter determinare a piacimento sia la grandezza della massa d'aria e gas trattata che l'entità della sua velocità d'iezione, grazie all'uso delle moderne turboventole (turbofan), le quali possono muovere masse d'aria molto grandi a velocità d'efflusso nettamente più elevate di quelle fornibili da un'elica libera.

## ***1.2: La propulsione a razzo***

L'utilizzazione dell'altro fondamentale sistema di propulsione a reazione è invece iniziata, nelle sue forme più semplici di artificio pirotecnico, in tempi assai più remoti.

Il primo impiego militare noto dei razzi fu effettuato in Cina nell'anno 1232 nel corso dell'assedio portato dai Tartari, guidati dal figlio di Gengis Khan, Ogdai, alla città di K'ai Fung Fu (Piang-King), capitale della regione dello Honang.



*Disegno dell'uccello razzo tratto dal testo di Giovanni da Fontana*



I Cinesi riuscirono inizialmente a respingere gli assediati grazie al lancio di rudimentali bombe esplosive ed all'uso di "freccie di fuoco", ossia normali frecce propulse da piccoli razzi.

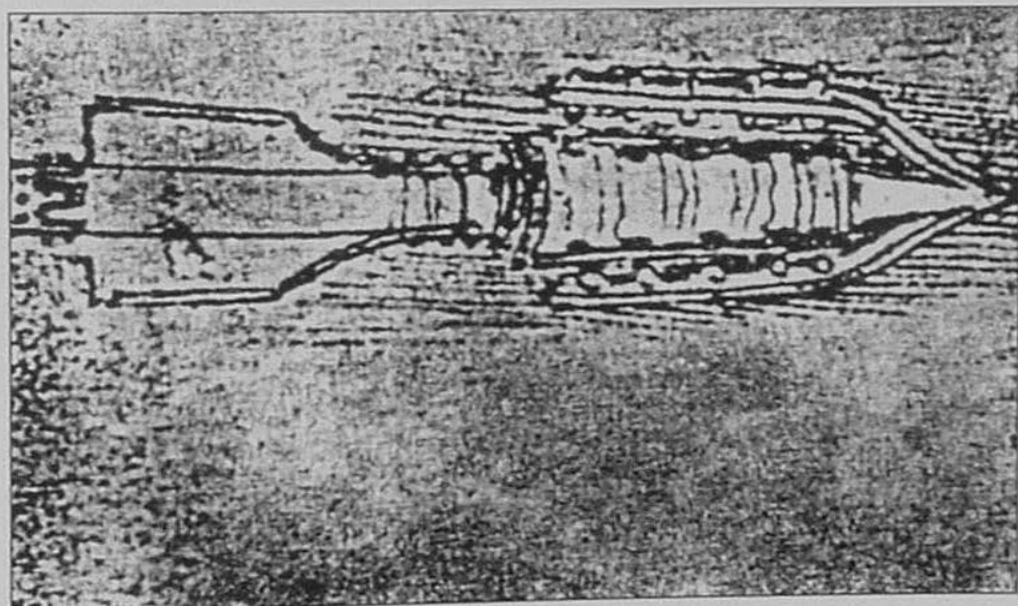
L'uso dei razzi giunse poi in Europa grazie agli indiani ed agli arabi.

In Italia i proiettili-razzo vennero utilizzati dai genovesi nel corso della guerra contro i veneziani del 1379 in occasione dell'assedio di Chioggia, durante il quale con il tiro di questi ordigni da parte degli attaccanti venne danneggiata una torre e furono anche incendiati alcuni camminamenti protetti da tettoie di legno.

Il primo trattato europeo sui razzi, con la più antica rappresentazione grafica apparsa nel nostro continente di vari ordigni di questo tipo e delle relative attrezzature di lancio, risale invece al 1420 e compare nel manoscritto dell'ingegnere italiano Giovanni da Fontana conservato nella Staatsbibliothek di Monaco di Baviera.

In esso viene ad esempio rappresentato un modello di razzo alato avente la forma di un uccello, che emette un getto propulsivo caudale ed è inoltre dotato di bacchetta stabilizzatrice posteriore.

Anche Leonardo da Vinci ci dà la rappresentazione di un razzo incredibilmente moderno, perché corredato di stabilizzatori posteriori con bordo d'attacco a freccia e dotato anteriormente di un cappuccio balistico ogivale rotante rispetto al corpo interno del razzo stesso grazie ad un sistema di sfere simile a quello degli attuali cuscinetti, che sarebbe stato posto in rotazione grazie all'azione dell'aria su nervature elicoidali esterne presenti sul cappuccio stesso, in modo da ottenere un ulteriore effetto di stabilizzazione giroscopica.



*Il proiettile-razzo di Leonardo da Vinci*

Nel 1540, a Venezia, fu stampato un altro interessante testo di antica arte piro-  
tecnica italiana intitolato *De la pirothecnia* scritto da Biringuccio Vannoccio.

Un altro importante teorico e sperimentatore del concetto di propulsione ottenu-  
ta mediante la reazione di un getto di gas uscente da un recipiente chiuso fu Jacob  
Willem Gravesande, docente all'università olandese di Leiden nel 1720, il quale,  
non disponendo di alcuna macchina adatta al volo, utilizzò tale forma propulsiva  
per muovere un carro a ruote producendo vapore all'interno di un recipiente sferi-  
co metallico fissato sul pianale ed eiettandolo verso l'esterno mediante un condot-  
to tubolare opportunamente conformato.

Anche un contemporaneo italiano di Newton, Giovanni Branca, architetto della  
Santa Casa di Loreto, propose, nel libro *Le machine, volume nuovo e di molto arti-  
ficio da fare effetti meravigliosi* del 1629, di utilizzare lo stesso vapore per far gira-  
re la pale di una turbina ad azione ricavando lavoro meccanico utilizzabile indu-  
strialmente.

Un dispositivo funzionante secondo lo schema ideato dal Branca è conservato a  
Londra presso il British Museum.

Questo elenco potrebbe allungarsi ancora considerevolmente.



## CAPITOLO II

### IPOTESI ED ESPERIMENTI TRA FINE '800 E PRIMI '900

Fino dalle sue origini l'intero processo di sviluppo della propulsione a reazione si è comunque avvalso esclusivamente delle idee innovative e delle proposte costruttive formulate da un numero assai ristretto d'individui, i quali operarono quasi sempre in maniera autonoma, elaborando idee e formulando proposte che dovettero scontrarsi spesso con il pervicace scetticismo e lo scarso supporto morale e materiale dei loro contemporanei.

#### *II.1: I precursori italiani*

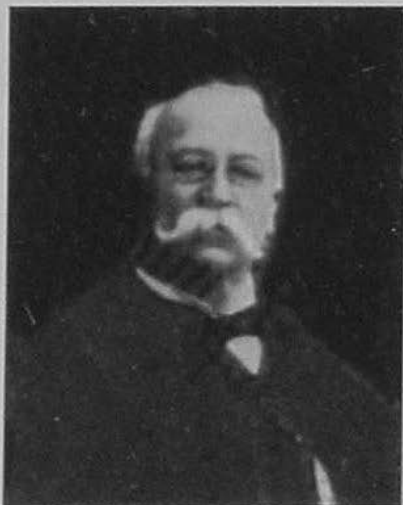
In Italia i primi specialisti interessati alla propulsione aeronautica a reazione cominciarono ad operare con un approccio di tipo scientifico, sistematico ed efficace, solo verso la fine del XIX secolo, quando, con la disponibilità dei primissimi motori a vapore, elettrici o a scoppio realmente funzionanti, fu possibile scegliere il tipo di apparato motore più semplice e leggero da installare sui soli mezzi aerei allora in uso: i palloni aerostatici, che presto cambiarono forma da sferica ad affusolata per diventare dirigibili.

#### *Enrico Forlanini*

I contributi teorici e le realizzazioni costruttive di questo insigne precursore delle scienze aeronautiche sono poco ricordati dalla pubblicistica contemporanea, non solo all'estero, per la scarsa diffusione della nostra lingua, ma anche in Italia.

Nato a Milano il 13 ottobre 1848, frequentò l'Accademia Militare di Torino lasciandola nel 1870 con il grado di tenente del Genio.

Nel 1877, precedendo di quasi due decenni gli analoghi esperimenti effettuati negli Stati Uniti da Samuel Pierpont Langley con i suoi modelli volanti denominati "Aérodrome", egli riuscì a far volare un modello di elicottero propulso da un motore a vapore che, a Milano,



*Enrico Forlanini*

davanti ad una commissione di scienziati, si sollevò verticalmente a 13 m d'altezza.

Allo sperimentatore venne assegnata una medaglia d'oro come tangibile riconoscimento ufficiale.

In seguito, avendo conseguito la laurea in ingegneria presso il Politecnico di Milano, lasciò il servizio militare attivo e divenne dapprima dirigente e quindi proprietario della fabbrica del gas di Forlì.

Disponendo in tale sede di un'attrezzata officina meccanica poté dedicarsi con maggiore lena alla realizzazione pratica dei suoi molteplici progetti aeronautici, tanto che nel 1885 costruì un modello di aereo monoplano dotato di ali arcuate con profilo in pianta di tipo falchiforme di 2 m d'apertura, rinforzate da nervature in legno e concettualmente simili a quelle disegnate da Otto Lilienthal per i suoi libratori.

Esso poteva essere lanciato in aria utilizzando un carrello a 4 ruote fissato alla fusoliera e posto in movimento su una rotaia di lancio costituita da due fili d'acciaio, opportunamente tesi e paralleli tra loro.

L'impianto propulsivo del modello era costituito da due razzi caricati con 200 g di polvere pirica, che erano stati solidamente fissati alla fusoliera del modello stesso.

La spinta propulsiva ottenuta, pari ad 1 kg, riuscì ad accelerare il piccolo velivolo fino ad una velocità di 12-15 m/s facendogli compiere un volo libero di circa 180 m.



*L'elicottero (N.1) e l'aereo razzo (N.3) di Enrico Forlanini con le altre sue realizzazioni alla 1<sup>a</sup> Esposizione di Storia della Scienza del 1928 a Firenze*

A seguito di tali esperimenti Forlanini elaborò precise teorie sulla navigazione aerea nelle regioni superiori dell'atmosfera, giungendo ad ipotizzare il volo nello spazio cosmico mediante razzi utilizzando idrogeno come combustibile liquido contenuto in appositi recipienti a pareti doppie isolanti, simili ai moderni vasi Dewar.

L'assoluta mancanza di unità motrici a combustione interna, capaci di far staccare dal suolo una macchina più pesante dell'aria, rese questi progetti del tutto futuribili, tanto che negli anni successivi Forlanini volse i suoi interessi verso i mezzi più leggeri dell'aria realizzando i suoi ben noti dirigibili, seguitando però a manifestare un concreto interesse per tale tipo di ricerche.

Forlanini scomparve a Milano il 9 ottobre 1930.

### *Cosimo Canovetti*

La figura di questo importante ingegnere e scienziato italiano, degno corregionale di Leonardo da Vinci per la varietà dei suoi interessi e la validità dei lavori tecnico-scientifici che produsse in Francia e Italia tra fine Ottocento e primi Novecento, è oggi poco nota, anche per la dispersione e la scarsa organicità dei suoi pur numerosi scritti, tanto da meritare una rievocazione più ampia di quella che sarebbe strettamente pertinente al settore della propulsione a reazione, di cui fu un notevole antesignano.

Nato nel 1857 a Firenze, dove compì gli studi liceali, si laureò in ingegneria civile a Parigi nel 1878.

Dopo una rapida carriera nelle ferrovie statali francesi, dove collaborò alla realizzazione delle linee ferroviarie e delle gallerie del Sempione, Giovi, Borgallo, Tenda e Spluga, si diede alla libera professione realizzando edifici per abitazione a Parigi nel quartiere di Marbeuf, progettando inoltre l'importante palazzo delle esposizioni di Vincennes di ben 22.000 m<sup>2</sup> coperti, che venne utilizzato per l'esposizione universale del 1889.

Tornato in Italia, fu nominato nel 1888 ingegnere capo del comune di Brescia, impiego che lasciò nel 1905 per essere collocato in pensione e potersi dedicare totalmente agli studi ed all'attività aeronautica.

Si occupò quindi della accurata determinazione sperimentale dei coefficienti di resistenza aerodinamica incontrata dai corpi solidi delle più diverse forme nel loro moto aereo, per poter individuare la forma di penetrazione più conveniente, pur non esistendo allora alcuna conoscenza specifica relativa ai fenomeni aerodinamici connessi.

Effettuò i suoi primi esperimenti tendendo fili d'acciaio, lunghi 118 e 360 m, dal castello di Brescia fino alla pianura sottostante, sui quali faceva correre, mediante carrelli, vari simulacri che aveva fatto appositamente costruire a rappresentazione dei solidi geometrici di forma semplice, effettuando le misurazioni relative al loro comportamento aerodinamico e comunicando i risultati ottenuti ai più importanti enti scientifici allora esistenti, come l'Accademia dei Lincei italiana, la Société

d'Encouragement francese e la Smithsonian Institution statunitense, ricevendo numerosi attestati di riconoscimento e finanziamenti in danaro.

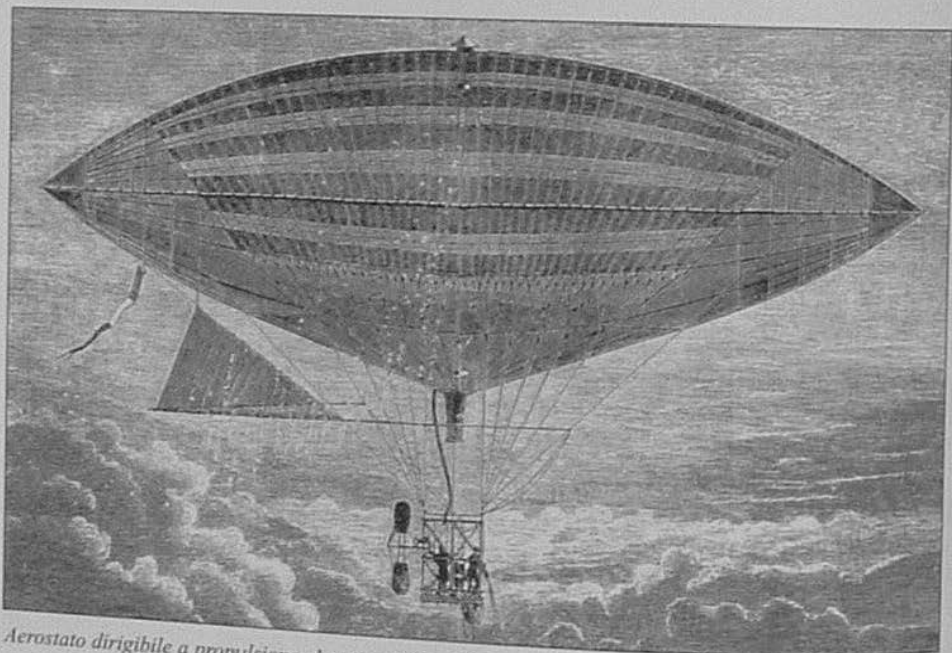
Ripeté tali esperimenti tra Brunate e Como usando un cavo teso di ben 700 m di lunghezza ed in Valsassina, ottenendo sussidi anche da banche italiane ed il premio Santoro dall'Accademia dei Lincei.

Il suo interesse per le attività aeronautiche, che erano allora considerate una semplice attività sportiva priva di seri contenuti scientifici ed intellettuali, era tuttavia iniziato già a partire dal 1883-1884, quando era ancora in Francia e l'epopea del volo con i palloni dirigibili era appena agli inizi.

Canovetti, che conseguì anche l'equivalente di una laurea in ingegneria aeronautica d'allora presso la Scuola Superiore d'Aerostatica di Parigi, era stato infatti attratto dallo studio dei problemi propulsivi connessi con l'uso delle nuove aeronavi, avendo assistito ai relativi esperimenti condotti dai fratelli Gaston ed Albert Tissandier.

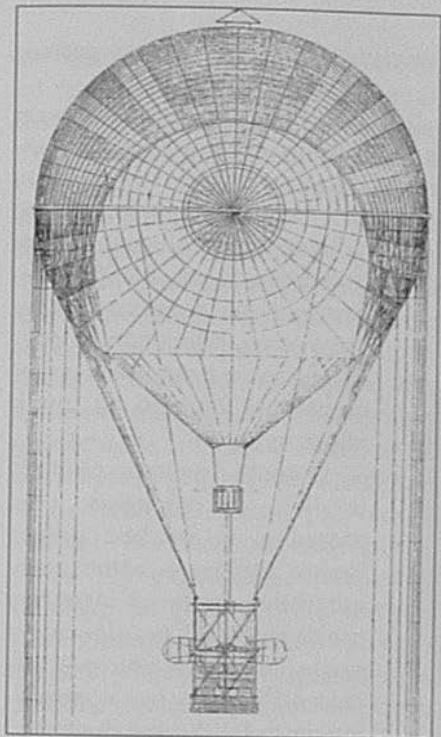
Questi avevano realizzato un dirigibile mosso da un'embrionale elica bipala, disegnata da Victor Tatin, azionata da un motore elettrico, che venne presentato nel 1881 al Salon de l'Électricité a Parigi e volò per la prima volta il 3 ottobre 1883 ed in seguito nell'estate dell'anno successivo.

Egli stese una relazione su tali esperimenti che presentò alla Società degli Ingegneri Civili francesi il 17 ottobre 1884, nella quale, dopo aver calcolato il coefficiente di resistenza all'avanzamento di questa aeronave, ipotizzò anche le caratteristiche di massima del tipo di propulsore più adatto a muoverne una di dimensioni nettamente maggiori, pari a 100.000 m<sup>3</sup>.

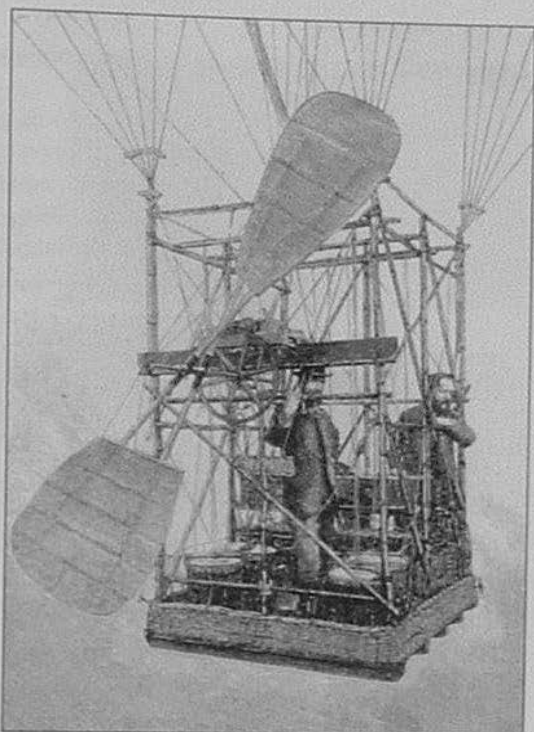


*Aerostato dirigibile a propulsione elettrica dei fratelli Tissandier: profilo laterale*





*Aerostato dirigibile dei fratelli Tissandier: di fronte*



*Aerostato dirigibile dei fratelli Tissandier: eliche di propulsione disegnate da Victor Tatin*

L'ingegnere fiorentino individuò infatti tra i diversi tipi di motori primi, elettrici, a vapore o alternativi di cui si ipotizzava allora l'utilizzabilità in campo aeronautico, quello a scoppio a gazzolina (benzina leggera altamente volatile) come il più rispondente, sia per il forte potere calorifico del carburante utilizzato che per il suo basso peso specifico, prevedendone un consumo pari a soli 300 g per ogni CV prodotto e per ora di funzionamento.

Canovetti propose quindi di realizzare un nuovo tipo di motore che avesse caratteristiche particolarmente adatte alla propulsione aerea di un dirigibile, unendo la massima leggerezza possibile ad una grande semplicità di funzionamento ed alla assenza di vibrazioni o "trepidazioni", come allora si diceva.

Concepi infatti un motore a scoppio privo di albero di trasmissione del moto rotatorio ad un organo utilizzatore, che avrebbe dovuto essere utilizzato solo come generatore di gas caldi in pressione e cioè come compressore volumetrico.

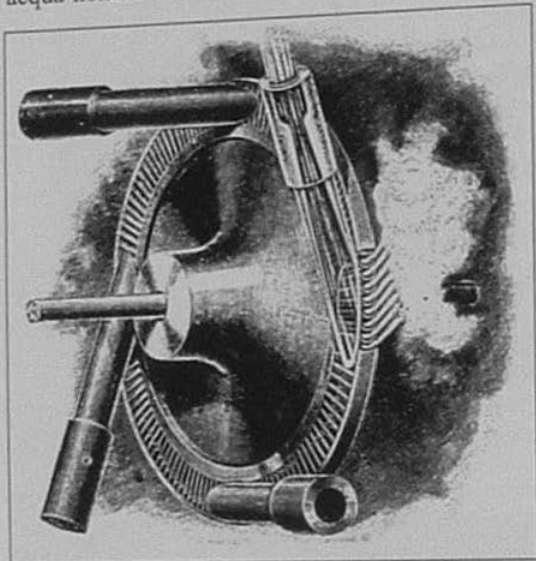
La combustione degli idrocarburi considerati sarebbe avvenuta quindi a volume costante dopo un'opportuna compressione, per avere la massima resa termica possibile, secondo quanto aveva dimostrato solo pochi anni prima il Witze, mentre gran parte dell'espansione dei gas combusti sarebbe dovuta avvenire in una seconda camera di espansione o diffusione, opportunamente separata da quella di scoppio

attraverso l'interposizione di un adatto organo interruttore capace d'evitare pericolosi ritorni di fiamma.

La velocità d'efflusso di questo getto di gas lasciato libero di espandersi in un apposito condotto di scarico fino alla pressione atmosferica esterna avrebbe consentito di ottenere in maniera diretta e per semplice reazione la spinta propulsiva necessaria per far muovere un aeromobile, eliminando nel contempo la pesante acqua nonché i relativi circuiti di circolazione ed i radiatori che dovevano essere

invece usati per il raffreddamento di un normale motore alternativo, ottenendo in questo modo un propulsore nettamente più leggero di quelli allora in uso.

Durante il volo orizzontale livellato del dirigibile così propulso, si sarebbe potuto inoltre utilizzare come combustibile anche l'idrogeno prelevato dall'involucro, il quale, invece di essere scaricato all'esterno per controbilanciare la diminuzione del peso della gazolina già consumata, avrebbe potuto essere addizionato a questa incrementandone ulteriormente il potere calorifico.



*Girante originale di turbina De Laval con quattro distributori di vapore*

Canovetti si rese tuttavia conto dai suoi calcoli che la velocità d'efflusso di tali gas all'esterno di un tubo di scarico sarebbe stata troppo elevata se confrontata con quella di volo assai ridotta tipica di un dirigibile, fornendo uno scarsissimo rendimento propulsivo, di cui dette tra i primi l'espressione matematica.

Per potersi spostare alla stessa altissima velocità dei gas d'efflusso un corpo mobile avrebbe dovuto muoversi al di fuori dell'atmosfera, tanto che un propulsore a getto così concepito e capace di raggiungere prestazioni tanto elevate venne definito "motore astrale" dal celebre pioniere del volo francese Robert Esnault Peltier, chiamato anche REP dagli estimatori e dagli amici (§ 1.4).

I viaggi aerei e spaziali ipotizzati solo pochi anni prima dal celebre scrittore francese Jules Verne cominciavano ad assumere contorni un po' più vicini al reale.

Per rendere il getto utilizzabile anche a velocità nettamente inferiori, l'ingegnere fiorentino propose allora di adoperare i gas prodotti dalla combustione della gazolina ad alta pressione per far muovere una turbina De Laval capace di ruotare ad oltre 13.000 giri, che avrebbe trasmesso l'energia rotativa così raccolta ad un riduttore ad ingranaggi collegato con un'elica propulsiva di grande diametro, che

avrebbe potuto in questo modo ruotare ad un numero di giri convenientemente ridotto, creando un sistema meccanico di miglior rendimento propulsivo.

Citando inoltre un'ipotesi avanzata dall'ingegnere torinese Fossa-Mancini, egli propose di diluire i gas caldi, provenienti dal motore a scoppio, facendoli passare attraverso un condotto eiettore capace di creare una depressione in grado di aspirare aria fresca esterna, la quale, sommata agli stessi gas prima del loro ingresso nella girante della turbina De Laval, ne avrebbe ridotto sia la velocità che la temperatura.

La turbina De Laval, proposta dal suo ideatore e costruttore solo pochi anni prima all'esposizione universale di Chicago del 1883 (§ 1.3), sarebbe stata inoltre modificata da Canovetti per essere adattata all'impiego aeronautico, fabbricandone il rotore in alluminio per fusione.

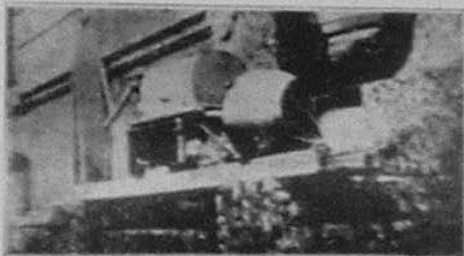
Canovetti ne calcolò anche le sezioni ottimali d'efflusso.

Negli anni successivi lo scienziato fiorentino si adoperò per l'effettiva costruzione di un modello in scala ridotta di tale dispositivo, primissimo esempio costruttivo di turbina aeronautica a gas di scarico azionata da un compressore a volume costante, utilizzando come generatore di gas compresso un piccolo motore a scoppio monocilindrico della potenza nominale di 3 CV, capace di far ruotare ad un elevatissimo numero di giri quella che egli definì "turbina ad aria", costituita da una girante centrifuga singola.

Era il primo tipo di turboelica o meglio di mototurboelica che fosse mai stato concepito in Italia e con tutta probabilità uno dei primissimi anche nel resto del mondo.

Canovetti esibì tale dispositivo, privo sia dell'elica che del riduttore, alla prima Esposizione Italiana d'Aviazione che si tenne a Milano nell'albergo Corso il 15 novembre 1909, ricevendo però in premio solo la medaglia d'argento.

La medaglia d'oro del primo premio venne infatti assegnata al ben più funzionale ed ormai famoso motore a scoppio tricilindrico di Alessandro Anzani, che era già stato impiegato dal francese Louis Bleriot con grandissimo successo il 25 luglio di quello stesso anno nella prima traversata della Manica.



*Il mototurboelica di Cosimo Canovetti*

- Con carter della girante centrifuga aperto
- Con carter della girante centrifuga chiuso
- Il modello utilizzato per la fusione della girante di turbina





*Cosimo Canovetti mentre effettua prove di un eiettore a getto d'aria compressa presso le officine Alfa Romeo di Milano*

Il dispositivo ideato da Canovetti venne brevettato nel 1910 ed esibito anche in Francia nel 1912 ad una esposizione organizzata dall'Académie de Science, ricevendo il Premio Wilde e la medaglia Berthelot riservata agli scienziati di chimica e fisica.

Il motore a scoppio utilizzato come fonte d'energia primaria per muovere questa prima turbina aveva tuttavia una potenza effettiva di soli 1,8 CV, del tutto insufficiente per far funzionare in maniera adeguata il rotore, riuscendo a stento a vincere i soli attriti interni, mentre il disco palettato, ruotante a sbalzo nel suo condotto contenitore, era soggetto a notevoli sollecitazioni che ne inflettevano l'albero di supporto portando spesso la palettatura stessa a pericoloso contatto diretto con la carcassa esterna di contenimento.

Negli anni successivi Canovetti cercò di migliorare il rendimento del suo dispositivo utilizzando come generatore di gas compressi un più potente e redditizio motore a scoppio a due tempi, e ne propose la realizzazione di un esemplare in piena scala di effettivo impiego allo stato maggiore dell'esercito francese.

Il capo di stato maggiore Hirschauer nella sua lettera di risposta confermò allo scienziato italiano la piena validità delle sue idee e dei suoi calcoli, notando che tale dispositivo avrebbe consentito ad uno dei caccia usati nella prima guerra mondiale, da poco iniziata, di superare facilmente i 200 km/h, acquisendo capacità d'inseguimento dell'avversario e di combattimento nettamente più elevate di quelle allora possibili.

La lettera terminava con l'invito a costruire direttamente un esemplare utilizzabile di detto propulsore, senza però mettere a disposizione alcun tipo di finanziamento.

Risposta sostanzialmente analoga venne nel 1915 dalle autorità italiane ed il progetto di turboelica di Cosimo Canovetti si arenò definitivamente.

Canovetti non si limitò tuttavia al solo studio dei turbopropulsori.

Già negli anni trascorsi a Parigi il suo interesse per lo studio del problema della propulsione a razzo era stato fortemente stimolato dalla notizia dell'esperimento effettuato il 16 dicembre 1886, sulla Senna alle porte di Parigi, da due ingegneri, Boisson francese e Corcu rumeno, che si era concluso tragicamente con l'esplosione del rudimentale razzo da essi costruito e con la morte del primo ed il ferimento grave del secondo.

I due tecnici avevano sistemato su un natante una rudimentale marmitta di bronzo di 30 cm di diametro, nella quale avevano caricato 15 kg di una miscela combustibile di loro creazione che, bruciando, avrebbe dovuto fornire un getto di scarico capace di far muovere velocemente l'imbarcazione stessa.

L'esperimento, tentato diverse volte in precedenza, era già sostanzialmente riuscito, ma in quell'ultima occasione lo scarso spessore della marmitta non era stato sufficiente a resistere alla sovrappressione interna di circa 20 atm, provocata da una carica di combustibile più forte del consueto messa per fare bella figura con i finanziatori del progetto che erano presenti alla prova.

Assistendo inoltre al primo collaudo del dirigibile costruito dal conte Ferdinand von Zeppelin, che venne effettuato il 3 luglio 1900 sul lago di Costanza, Canovetti, unico latino invitato per l'occasione a rappresentare le Società degli Ingegneri Civili francesi ed italiani, aveva potuto vedere all'opera una delle grandi eliche usate per la propulsione, maturando la convinzione che tale dispositivo non potesse avere un elevato rendimento.

Che le eliche aeree usate dai costruttori d'aeroplano nei primissimi anni del '900 avessero una efficienza propulsiva limitata era apparso subito chiaro ai primi studiosi di aerotecnica ed ai primi costruttori d'aeroplani.

Il fenomeno poteva essere infatti facilmente evidenziato in base a due osservazioni di carattere empirico: in un determinato intervallo di tempo nessun aereo riusciva a percorrere in volo una distanza rettilinea pari al prodotto del numero dei giri fatti dall'elica stessa per il relativo passo; la velocità d'avanzamento dell'aereo era infatti sempre inferiore a quella dell'aria posta in movimento nella opposta direzione.

L'elica era soggetta cioè ad una specie di rinculo o regresso che, come allora credeva, le faceva perdere d'efficacia.

Altra perdita presa in esame era, come vedremo meglio parlando di eliche intubate, quella causata dall'eccessivo angolo d'apertura del cono d'aria mobile che veniva proiettato a valle dell'elica stessa e dai relativi vortici.

In una dettagliata relazione su tali problemi, tenuta il 17 febbraio 1911 al Collegio degli Ingegneri di Milano e pubblicata nel dicembre di quello stesso anno sulla rivista francese *l'Aérophile*, Canovetti formulò una delle prime teorie matematiche relativa all'esatto computo della forza trattiva di una elica, che venne in seguito universalmente accettata.

Poiché la creazione di tale forza era basata sul cosiddetto rinculo e cioè sulla differenza esistente tra la velocità d'avanzamento dell'aeromobile e quella conferita dall'elica all'aria, l'ingegnere l'italiano per primo fece presente che questa differenza, lungi dall'essere una perdita, era alla base stessa del suo funzionamento, ed avrebbe potuto essere prodotta anche attraverso la creazione diretta d'un getto libero d'aria effettuata con altri mezzi, e cioè in completa assenza dell'azione meccanica di un'elica ruotante.

Fece infatti l'esempio di una mitragliatrice che rincula per l'effetto dei molti colpi sparati, assimilando le molecole del getto d'aria a numerosissimi proiettili di

piccolissima massa capaci d'imprimere per reazione ad un corpo eiettore la necessaria velocità di traslazione.

Negli anni precedenti la prima guerra mondiale, l'ingegnere fiorentino s'era perciò andato interessando attivamente anche allo studio del processo fisico di formazione e mantenimento di un getto gassoso ad alto rendimento propulsivo, che fosse prodotto per pressione da parte di un dispositivo privo di parti in movimento, progettandone un modello funzionante che costruì presso l'arsenale navale di Taranto nel 1912 in due esemplari.

Uno di tali dispositivi venne presentato alla Esposizione di Storia della Scienza di Firenze, mentre l'altro venne utilizzato per prove pratiche di funzionamento che vennero effettuate durante la prima guerra mondiale a Monza e Saronno.

Nel corso di tali prove Canovetti riuscì a produrre un getto d'aria cilindrico lungo 19 m, che venne reso pienamente visibile mediante l'uso di segatura finissima, utilizzando provvisoriamente aria prodotta con un compressore alternativo da 5 atm, misurandone la spinta grazie al sollevamento di un pendolo dinamometrico.

All'esperimento assistettero alcuni ufficiali dell'Esercito Italiano ma non furono stesi i relativi verbali di prova.

L'esperimento venne ripetuto il 10 giugno ed il 2 luglio 1931 con un apparato sostanzialmente simile messo a punto in collaborazione con la Caproni, presso le officine di Milano di detta società, ma usando un compressore molto più potente azionato da un motore da 150 hp.

I positivi risultati che vennero ottenuti non ebbero tuttavia alcun particolare riscontro applicativo.

Cosimo Canovetti, primissimo precursore e decano degli aerodinamici e fluidodinamici italiani, rappresentò a lungo in congressi e convegni nazionali ed internazionali il mondo pionieristico aeronautico italiano del tempo, fatto di appassionati e praticanti sprovvisti in genere di un'adeguata cultura, di cui costituiva quindi la parte nobile scientifica.

Si occupò fino a tarda età anche di molti altri argomenti, arrivando persino a scrivere un'analisi critica di alcuni aspetti della teoria della relatività di Einstein.

Fu insignito dai francesi della Legion d'Onore. Scomparve il 29 febbraio 1932 a Gardone Riviera.

## II.2: I precursori stranieri della propulsione a getto

### Il tubo autoreattore di André Lorin

Nell'intero mondo occidentale socialmente e tecnologicamente più avanzato, tra la fine dell'Ottocento ed i primi del Novecento, andò manifestandosi un forte interesse per l'aeronautica ed il volo.

Gli studi ed i tentativi volti alla costruzione di motori, eliche ed aeroplani tecnicamente validi furono infatti numerosi in molti paesi ed in particolare in Francia e negli Stati Uniti.

Come tutti sanno, l'aeroplano con propulsione ad elica divenne una concreta realtà solo il 17 dicembre del 1903, quando il "Flyer I" di Wilbur ed Orville Wright si staccò da terra a Kitty Hawk (North Carolina, USA), propulso da un motore dalla potenza di soli 12 CV, pesante circa 80 kg.

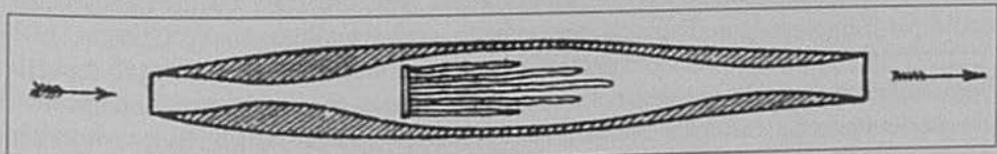
I due geniali fratelli statunitensi avevano ideato e costruito da soli sia il velivolo che il motore e le eliche (Bibl. 16).

La soluzione propulsiva adottata era basata sull'uso di un unico motore alternativo e due eliche spingenti mosse mediante trasmissioni a catena e si rivelò efficace per l'azionamento di quella prima macchina volante, conferendole una velocità massima di soli 48 km/h.

Essa era tuttavia di efficienza già allora assai discutibile, visto che comportava un peso del solo motore di ben 5,15 kg per ogni CV di potenza erogata.

Come abbiamo visto, l'importanza della ricerca di un motore aereo di elevata potenza per unità di peso era stata pienamente compresa sin dall'epoca dei primi dirigibili dai principali precursori del volo, tra i quali gli italiani Forlanini e Canovetti.

In Francia nel 1908, André Lorin, basandosi anche su studi di Marconnet e Chanute, propose la realizzazione di una sua nuova idea, assai avanzata per i tempi e quindi non fattibile se non in un ipotetico futuro, che era relativa ad un propulsore assai più semplice, leggero ed efficiente di quanto non fosse un normale motore alternativo.



*Tubo autoreattore ideato da André Lorin*

Esso era infatti costituito da un corpo affusolato aperto alle due estremità ed attraversato internamente da un condotto longitudinale assial-simmetrico praticamente privo di componenti meccaniche sia fisse che in movimento.

Muovendosi ad alta velocità nell'atmosfera il tubo avrebbe dovuto captare un



flusso di aria dall'esterno attraverso la sua bocca di presa anteriore, conferendogli una forte compressione iniziale dovuta alla trasformazione dell'energia cinetica da essa posseduta in energia di pressione.

Tale variazione sarebbe stata prodotta dall'andamento a tubo Venturi delle sezioni interne della parte anteriore del condotto, le quali si sarebbero andate dapprima restringendo fino a convergere in una sezione di minimo diametro per allargarsi successivamente fino a divergere in una camera di combustione cilindrica di volume adeguato.

Prima d'essere introdotta in camera di combustione l'aria sarebbe stata miscelata ad un combustibile liquido opportunamente vaporizzato, per dare luogo, subito dopo, ad una combustione che avrebbe prodotto un ulteriore incremento della pressione ed un forte innalzamento di temperatura dei gas prodottisi.

La massa di gas caldi e compressi così ottenuta sarebbe stata successivamente fatta espandere nella parte posteriore del condotto che sarebbe stata nuovamente di tipo convergente-divergente per poter riconvertire l'energia di pressione ottenuta in energia cinetica, conferendo ai gas una altissima velocità di espulsione verso l'esterno, con la conseguente produzione di una forte spinta assiale di reazione che avrebbe agito sull'intero dispositivo.

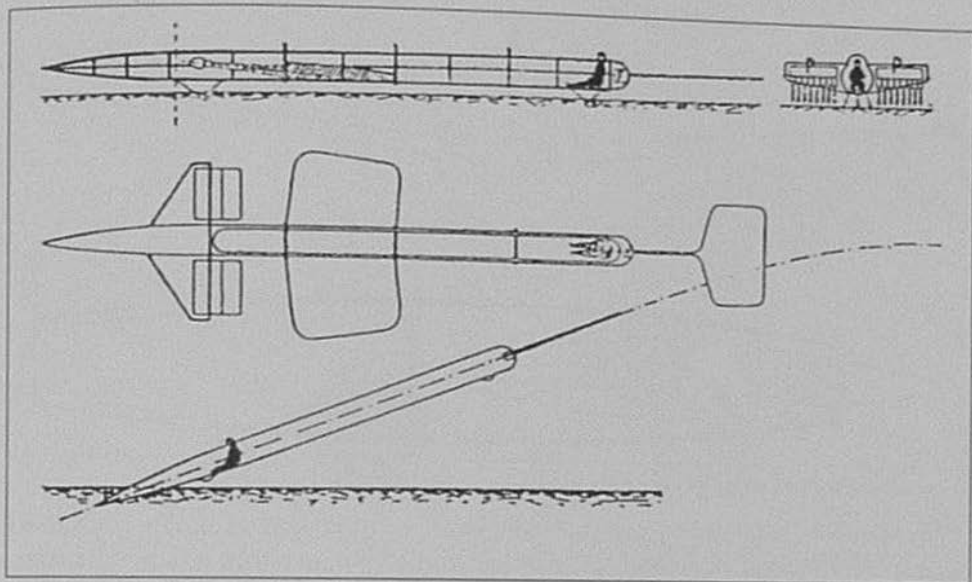
Esso avrebbe ricevuto nomi diversi nei vari paesi e precisamente: tuyere thermopropulsive in Francia, autoreattore, flussoreattore, statoreattore o condotto aerotermodinamico in Italia e di conseguenza athodyd (aero-thermo-dynamic-duct) nel Regno Unito, tubo Lorin in Germania, ramjet negli USA, ma non avrebbe avuto alcun effettivo impiego pratico nei tre decenni successivi per la sua intrinseca incapacità di fornire a punto fisso la spinta necessaria a produrre il movimento iniziale del tubo stesso, consentendo il decollo o il lancio del veicolo aereo sul quale esso avrebbe dovuto essere installato.

Il funzionamento dell'autoreattore avrebbe potuto essere innescato solo dalla forte compressione iniziale dell'aria in ingresso derivante da una rilevante velocità di spostamento già posseduta dal dispositivo isolato che non era possibile produrre vantaggiosamente in alcun modo allora noto.

Un primo studio fisico-matematico del funzionamento di tale dispositivo venne fatto in Russia nel 1924 da B.S. Steckin, e venne seguito da studi analoghi del francese Roy nel 1930, mentre la trattazione teorica completa sarebbe stata fatta nel 1931 da un italiano, il generale di squadra aerea prof. Gaetano Arturo Crocco, che coniò per l'appunto la definizione di condotto aerotermodinamico (§ III.5).

Per l'applicazione pratica del proprio dispositivo lo stesso Lorin disegnò un velivolo dalle forme avviatissime per l'epoca, provvisto di due tubi propulsori disposti simmetricamente ai lati della sua lunga fusoliera ed opportunamente incernierati per poterne effettuare la rotazione simultanea di 90°, orientando i due getti di scarico verso il basso, garantendo in questo modo il distacco verticale dal suolo dell'aeromobile considerato.

Il francese si preoccupò anche del successivo rientro a terra del suo avveniristico velivolo, che si sarebbe dovuto arrestare mediante un semplice impatto obliquo con il terreno, tanto che egli disegnò una cabina di pilotaggio a forma di tunnel che



*Aeroplano a reazione proposto da André Lorin*

avrebbe permesso la completa estensione degli elastici ammortizzatori con i quali il pilota avrebbe dovuto essere assicurato al proprio seggiolino.

Non è noto quale fosse il tipo d'imbottitura capace d'attutire il successivo urto di ritorno elastico del pilota sullo stesso seggiolino, ma tali curiose ingenuità non debbono trarre in inganno circa l'effettiva validità propulsiva dell'autoreattore di Lorin, che schematizzava in forma sostanzialmente corretta e tecnicamente realizzabile alcuni dei concetti fondamentali dei propulsori a reazione attuali.

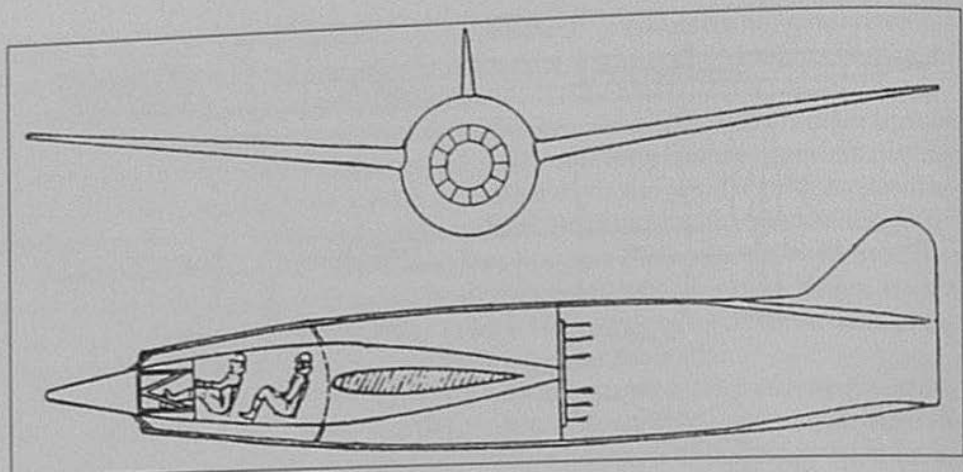
André Lorin brevettò la sua invenzione in Francia nel 1913, ma come abbiamo detto essa non ebbe alcuna applicazione pratica immediata.

Tale idea avrebbe però costituito la base concettuale di tutti gli sviluppi applicativi successivi, ciascuno dei quali avrebbe cercato in modo diverso di fornire la soluzione necessaria all'ottenimento dell'innesco compressivo iniziale.

Una prima realizzazione costruttiva sarebbe stata introdotta dal francese René Leduc a partire dal 1930 con esperimenti di funzionamento pratico effettuati nel 1935, seguiti dalla costruzione di un primo autoreattore funzionante nel 1940.

L'autoreattore cambiò forma rispetto al progetto originario di Lorin, finendo con l'essere costituito da tre sole parti fondamentali: un diffusore tronco conico divergente iniziale, seguito da una camera di combustione cilindrica ed un condotto di scarico finale ancora tronco conico semplicemente convergente. Una griglia metallica di separazione tra le prime due parti avrebbe provveduto a stabilizzare la posizione del fronte di combustione interno.

La seconda guerra mondiale avrebbe interrotto tali esperimenti, che sarebbero ripresi nel 1947 con la messa a punto del velivolo Leduc O.10 propulso ancora da un dispositivo di questo stesso tipo.



*Aereo ad autoretore di Leduc del 1938*

Esso sarebbe stato messo a punto lanciandolo in volo come un aliante per mezzo di un quadrimotore Languedoc 161, mentre avrebbe volato per la prima volta sotto la spinta del suo statoretore il 21 aprile 1949.

Altre realizzazioni analoghe sarebbero state il Leduc O.16 ed il Leduc O.21 del 1956.

Nel corso della seconda guerra mondiale alcuni tipi di autoretori funzionanti vennero realizzati sia in Germania, ad opera di Sanger e Pabst, che in Unione Sovietica ad opera di Zuyev.

### *Il motoretore di Henri Coanda*

Un altro primissimo tentativo, volto al superamento dell'uso delle eliche aeree libere dalle forme ancora primitive che venivano allora comunemente impiegate, basato sempre sull'uso di un flusso d'aria passante in un apposito tubo e fuoriuscente da esso ad elevata velocit in modo da produrre una forza propulsiva di reazione, fu quello effettuato nel 1910 ad opera di Henri Coanda.

Questo geniale costruttore, nato nel 1885 e figlio di un generale, era di origine rumena. Trapiantato in Francia nel 1905 si era diplomato nel 1909 alla Scuola Superiore di Aeronautica.

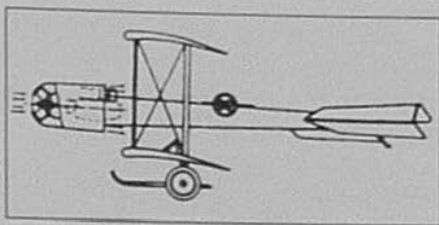
Si era poi dedicato alla scultura seguendo le orme del celebre artista francese Rodin.

Tornato ad interessarsi d'aviazione, costruì un velivolo biplano dalle forme particolarmente avviate ed eleganti per l'epoca, propulso da un apparato motore di tipo completamente nuovo posto sulla parte anteriore della fusoliera.

Il dispositivo era basato sull'uso di una girante a palette multiple ad azione centrifuga costituente la punta di un rotore cilindrico che veniva fatto ruotare velocemente mediante una trasmissione dentata moltiplicatrice di giri da un normale motore alternativo Clerget da 50 hp disposto posteriormente ad esso.



La girante centrifuga ed il suo rotore di supporto ruotavano all'interno di una carcassa tubolare di forma tronco conica, aperta alle estremità ed avente la base minore disposta anteriormente a formare il muso del velivolo, mentre la sua superficie laterale si prolungava posteriormente allargandosi fino ad avvolgere con la base maggiore la parte anteriore del motore Clerget.



*Motoreattore di Henri Coanda*

La bocca d'ingresso della carcassa tronco-conica, attraverso la quale l'aria entrava nel suo interno, aveva il suo bordo metallico circolare sagomato in sezione secondo la forma di un profilo alare di grosso spessore e forte curvatura.

La vena d'aria entrante nella carcassa era quindi risucchiata all'interno per effetto della depressione creata dalla rotazione della girante centrifuga. Subito dopo l'ingresso, tale vena era obbligata a seguire la superficie d'intradosso del profilo alare, formato dal detto bordo metallico, piegandosi radialmente verso l'esterno quasi ad angolo retto, percorrendo subito dopo il condotto anulare esistente tra l'involucro tronco conico esterno ed il rotore cilindrico interno mosso dal motore Clerget, che provvedeva a piegare nuovamente la vena fluida stessa riportandola in direzione assiale per scaricarla successivamente a valle del tronco di cono.

In tal modo si veniva a creare una particolare forza di reazione propulsiva agente sulla parte anteriore della carcassa secondo un fenomeno aerodinamico che sarebbe stato definito "effetto Coanda".

Negli anni '70 si cercò di utilizzare questo particolare fenomeno su velivoli a decollo verticale dotati di un nuovo tipo d'ala avente profilo variabile che era capace di assumere, in condizioni di sollevamento dal suolo, una forte curvatura, che portava la parte terminale dello stesso profilo a disporsi in posizione quasi verticale, facendo giungere il suo bordo d'uscita a poca distanza dal suolo.

Adottando tale conformazione a forte curvatura, l'ala stessa era capace di deflettere il getto d'aria prodotto da un normale turbogetto, posto anteriormente ad essa ed avente asse di rotazione orizzontale, piegandolo ad angolo retto e convogliandolo verticalmente verso il suolo. La veloce circolazione d'aria generata dal motore a contatto con il profilo alare fortemente incurvato avrebbe quindi generato una forza portante capace di far sollevare il velivolo, inizialmente immobile, direttamente verso l'alto.



*Il velivolo sperimentale americano ad "Effetto Coanda" Ryan VZ-3 mod.72*

Sull'aeroplano originale di Coanda tali forze avrebbero dato invece luogo ad una spinta diretta lungo l'asse longitudinale del velivolo che sarebbe stata utilizzata per i normali fini propulsivi, assicurandogli una normale corsa orizzontale di decollo e la successiva traslazione in volo.

L'aereo era un sesquiplano dalle linee decisamente avveniristiche per l'epoca (1910), poiché provvisto di soli quattro montanti centrali di collegamento tra la fusoliera e le due ali, che erano totalmente rivestite in compensato ligneo e prive di struttura interna. Esse erano anche prive delle abituali controventature realizzate con tiranti d'acciaio, rimanendo a sbalzo rispetto ai montanti stessi ed alla fusoliera che era stata invece realizzata in traliccio metallico.

I quattro piani di coda erano invece obliqui e cruciformi.

Durante le prove di funzionamento a punto fisso il nuovo apparato motore fece registrare al dinamometro una forza trattiva pari a ben 270 kg, (220 kg secondo altre fonti) cosa che fece ipotizzare una velocità massima di volo pari a circa 150 km/h, decisamente molto elevata per quegli anni.

L'aereo fu esposto per la prima volta al Secondo Salone di Locomozione Aerea di Parigi del 1910 e tentò di volare il 10 dicembre di quello stesso anno, fracassandosi però subito al suolo.

Il suo costruttore avrebbe poi proseguito la sua lunga attività di progettista aeronautico lavorando in Gran Bretagna per la Bristol. Scompare nel 1972.

Il velivolo di Henri Coanda ha una importanza storica rilevante sia per il settore specifico della propulsione a getto che, in particolare, per l'aviazione italiana, poiché costituì il primo esempio al mondo di aeroplano mosso da un motoreattore.

Da esso sarebbe idealmente derivata una serie di velivoli italiani, dotati di apparato motore appartenente a questo stesso filone propulsivo, che avrebbe avuto nel Campini-Caproni C.C.2 il suo ultimo e massimo rappresentante (§ V.2).

### *Compressori rotativi e turbine a gas di scarico*

La soluzione oggi data al problema della realizzazione di un apparato propulsore aeronautico a reazione di tipo esclusivamente rotativo, cioè privo di parti interne in moto alternativo come pistoni e bielle che producono intense sollecitazioni inerziali e quindi forti vibrazioni, è basata sul moderno turbogetto.

Questo tipo di motore aeronautico funziona, come noto, grazie al diretto collegamento in tandem di un compressore rotativo e di una turbina, funzionanti come un blocco unico.

Il primo di questi due dispositivi consegna energia meccanica all'aria captata dall'esterno, comprimendola ed inviandola in apposite camere di combustione, dove viene mescolata con un adatto combustibile dando luogo ad una miscela fluida che viene fatta bruciare a pressione costante producendo un flusso di gas compressi ad elevata temperatura.

Questi vengono successivamente fatti espandere nella turbina, fornendole l'e-

nergia meccanica che viene utilizzata per far girare lo stesso compressore, mentre la restante parte viene trasformata in energia d'espansione ed espulsione all'esterno degli stessi gas sotto forma di getto di scarico veloce usato per la propulsione a reazione.

Compressore e turbina potrebbero anche funzionare separatamente fornendo ugualmente, con l'ausilio di altri organi meccanici come ad esempio motori alternativi ed eliche, una certa quantità d'energia utilizzabile per scopi propulsivi, ma con un'efficienza alle alte velocità nettamente inferiore a quella fornita da un turbogetto.

Questi due dispositivi non sono stati infatti ideati, sperimentati e costruiti contemporaneamente, ma derivano da meccanismi analoghi che furono sviluppati separatamente e vennero inizialmente usati solo per applicazioni non aeronautiche di tipo industriale.

Il fortissimo incremento d'efficienza derivante dal loro diretto collegamento sarebbe infatti intervenuto solo qualche tempo dopo e sempre in applicazioni industriali a terra.

Queste turbomacchine sono state denominate nel corso degli anni sia "turbine a gas di scarico" che "turbine a combustione interna", mentre vengono oggi definite semplicemente "turbine a gas" quando sono utilizzate sia per impieghi industriali terrestri che nella propulsione navale, settori nei quali sono state precedute dalle turbine a vapore d'acqua.

In una turbina a gas, la reazione chimica esotermica fondamentale capace di produrre calore convertibile in energia meccanica, ed in particolare in spinta propulsiva, si svolge nello stesso fluido primario utilizzato, a differenza di quanto avviene nelle turbine a vapore che sono concettualmente simili, ma utilizzano invece vapore acqueo in pressione prodotto in appositi generatori riscaldati da bruciatori esterni.

Fin dagli inizi si capì che l'uso ottimale di una turbina, che è per definizione un organo rotante ad un numero di giri molto elevato, avrebbe richiesto l'uso di un compressore anch'esso di tipo rotativo, capace di girare ad alta velocità e di trattare volumi d'aria elevati.

La già esistente compressione basata su pistoni in moto alternativo scorrenti in camere chiuse come in un motore a scoppio d'automobile, che era capace di trattare masse d'aria ridotte conferendo loro un'alta pressione finale, pur se adottata con successo, apparve fin dagli inizi inadeguata.

Il primo esempio di compressore rotativo, ritenuto in grado di essere usabile in tandem con una turbina, fu il compressore Rateau.

Un secondo dispositivo costituito da settori piani ruotanti interagenti tra loro, che pure venne utilizzato, fu il compressore Rootes.

Tale dispositivo era però in grado di fornire solo pressioni ridotte ed ebbe quindi applicazioni non decisive, mentre si concluse che anche il compressore rotativo avrebbe dovuto essere costituito da giranti multiple dotate di palettature periferiche che fossero in grado di comprimere l'aria secondo due distinte modalità.

La prima agisce per effetto della forza centrifuga, che scaglia l'aria radialmente

rispetto all'asse di rotazione del dispositivo, facendole assumere compressione grazie al semplice arresto contro una carcassa esterna di contenimento ed al suo successivo passaggio in un diffusore.

La seconda invece opera grazie a palettature multiple, che sono poste sia su giranti mobili con il rotore che su corone fissate sulla carcassa esterna di contenimento.

Tali palette sono capaci di costringere l'aria a muoversi longitudinalmente, in direzione parallela all'asse di rotazione della girante, lungo un percorso a zig-zag caratterizzato da una sezione di passaggio sempre più ristretta, ricavato tra il tamburo tronco conico formato dalle giranti di supporto delle schiere di palette in rotazione e la carcassa esterna.

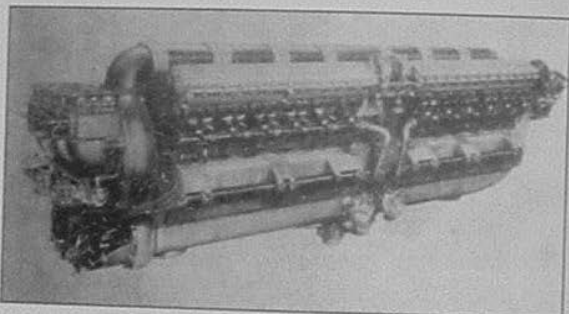
Il compressore di tipo assiale presentò difficoltà realizzative iniziali maggiori di quello centrifugo.

Quest'ultimo tipo venne introdotto per la prima volta in campo aeronautico da parte dei tedeschi, a partire dagli ultimi anni della prima guerra mondiale.

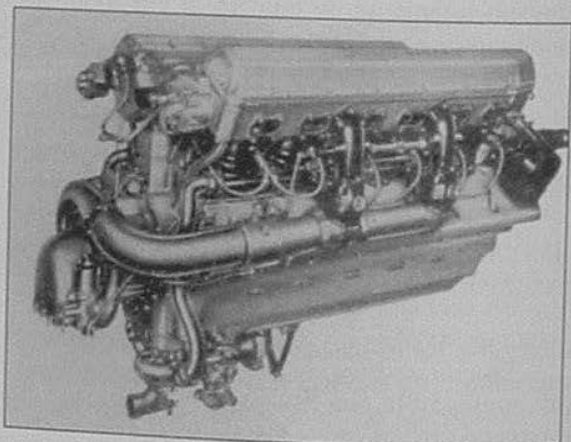
Venne infatti usato per sovralimentare i motori dei grossi bombardieri plurimotori che vennero impiegati per bombardare Londra, sui quali tale dispositivo era comandato direttamente da un apposito motore alternativo ausiliario.

In Italia il primo compressore centrifugo di sovralimentazione venne introdotto dalla Fiat negli anni '20 sui motori dei Motoscafi Anti Sommergibili (MAS), (Bibl. 9) per poter ottenere un'elevata potenza di spunto durante la corsa di attacco che veniva effettuata da questi grossi motoscafi siluranti sia contro i sommergibili avversari in emersione che contro le navi di superficie.

Il primo compressore centrifugo per uso aeronautico, convenientemente alleggerito mediante l'uso di una girante in lega di alluminio ed un corpo in lega di magnesio, venne installato sul motore Fiat A.S.6, che fu appo-



*Motore Fiat AS6 con compressore meccanico a girante centrifuga*



*Motore Isotta Fraschini L121 Rc 40 con compressore meccanico a girante centrifuga*



sitamente realizzato per la propulsione dell'idrocorsa MC.72, il quale avrebbe dovuto partecipare all'ultima gara della Coppa Schneider del 1931.

Tale compressore era in grado di assicurare una portata di 5.000 kg al minuto di miscela compressa di sovralimentazione, consentendo all'A.S.6 di erogare la potenza massima di 3.000 CV.

Grazie a questo potentissimo motore alternativo, il 23 ottobre 1934, l'MC. 72 pilotato da Francesco Agello stabilì il primato di velocità per idrovolanti, portandolo a 709,209 km/h.

Mentre il compressore fornisce all'aria la necessaria energia meccanica di compressione, la turbina raccoglie quella d'espansione della stessa aria e dei gas prodotti, grazie all'azione esercitata su di essa da questi stessi gas che sono ricchi d'energia termica e di pressione trasformabile in potenza rotativa.

Questa viene ovviamente consegnata sia allo stesso compressore che ad altri meccanismi ad essa collegabili, tra i quali ci può essere anche un'elica aerea (turboelica).

Il primo brevetto industriale relativo ad una macchina termica motrice costituita da una turbina isolata venne depositato nel 1791 in Inghilterra da John Barber.

Nei decenni successivi, in tutto il mondo industrializzato, vennero avanzate innumerevoli proposte costruttive relative alle turbomacchine, molte delle quali del tutto fantasiose.

Vennero anche depositati molti brevetti, pochissimi dei quali furono realizzati in pratica.

Il primo progettista di una efficace turbina rotativa a pale multiple, sia di tipo assiale che centrifugo, mossa da vapore in pressione, fu l'irlandese Charles A. Parsons (1854-1931) che utilizzò tale dispositivo per azionare direttamente i generatori di corrente elettrica, essendo le macchine a vapore di tipo alternativo troppo lente per svolgere al meglio tale funzione.

Il suo primo turboalternatore del 1888 ruotava infatti a 4.800 giri/min.

Come abbiamo già visto (§II.1), una turbina più leggera a girante singola inizialmente mossa sempre dal vapore fu ideata e costruita dallo svedese De Laval (1845-1913) nel 1880 e perfezionata nel 1887.

In Italia essa fu subito individuata dal Canovetti come quella più adatta per essere mossa anche da gas di combustione caldi ed in pressione e tale quindi da essere impiegabile in campo aeronautico.

Lo statunitense C.G. Curtis (1860-1953) la modificò subito dopo adottando due o al massimo tre giranti collegate in serie tra loro.

L'uso aeronautico di turbine usanti vapore d'acqua fu invece scartato, più per il rapido e positivo sviluppo dei motori a scoppio ad idrocarburi che per reali difficoltà tecniche di costruzione di un sistema di questo tipo, per il quale erano già stati realizzati appositi generatori di vapore, leggeri e di rapida salita in pressione, come quello di John Stringfellow del 1874.

La prima turbina a gas per uso industriale, conosciuta ed effettivamente funzionante, venne costruita e sperimentata da Stölze in Germania tra il 1900 ed il 1904.

Un secondo esemplare, progettato e costruito dai francesi Armengaud e Lamale



nel 1905, realizzava già il collegamento diretto ad un compressore rotativo. Esso venne concepito solo per usi industriali stazionari, quali la produzione d'energia elettrica.

Quest'ultimo tipo usava come combustibile olio di paraffina ed era capace di sviluppare una potenza appena sufficiente ad azionare il compressore che gli forniva l'aria in pressione necessaria per il funzionamento. Esso era inoltre in grado di rendere disponibile un surplus minimo di energia meccanica per muovere altri organi meccanici utilizzatori solo sotto forma di aria compressa.

Utilizzava una girante palettata tipo Curtis ruotante a 4.250 giri al minuto, nella quale il gas era immesso alla temperatura di 560°C ed era capace di fornire circa 2.500 CV al compressore ad essa collegato che era del tipo Rateau, ma era caratterizzato da un consumo elevatissimo, pari a ben 2.150 g di carburante per CV erogato e per ora di funzionamento, con un rendimento termodinamico minimo non superiore al 3%.

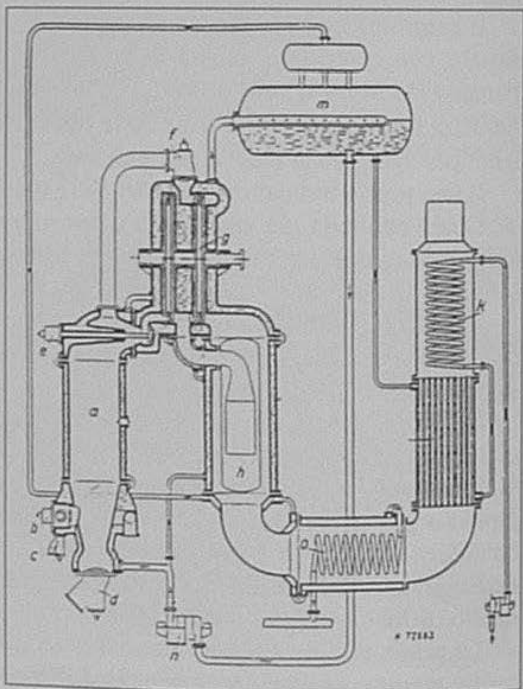
Nel 1906 lo Haltzwarth ideò a sua volta una turbina che utilizzava un ciclo termodinamico diverso dal precedente, detto a volume costante, nel quale mancava il compressore d'aria di tipo rotativo mentre i gas in pressione capaci d'alimentarla venivano prodotti attraverso un processo di combustione in camera chiusa utilizzando aria comburente immessa a pressione atmosferica.

I gas venivano portati ad agire su un primo stadio di turbina cedendo poi il calore residuo ad una caldaia che lo utilizzava per produrre vapore d'acqua capace di muovere una seconda girante.

Il primo esemplare di questo dispositivo, capace d'erogare la potenza utile di circa 50 CV, venne fabbricato tra il 1906 ed il 1908 dalla Körting di Hannover, mentre un secondo esemplare basato sempre sullo stesso principio fu costruito dalla Brown-Boveri svizzera nel 1909-1910.

Quest'ultimo tipo raggiungeva già una discreta efficienza, tanto che era capace di erogare una potenza nominale complessiva di 1.000 CV, rendendone disponibili per l'utilizzatore duecento.

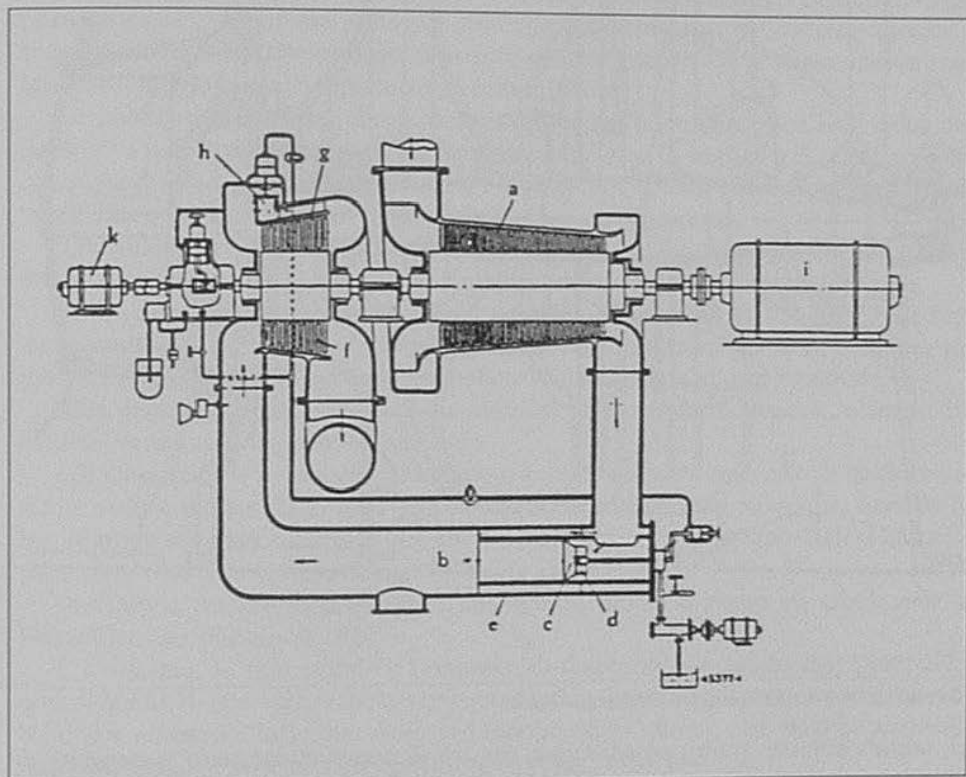
Negli anni successivi altri esemplari vennero costruiti dalla Tyssen tra il 1914 ed il 1927, mentre il primo esemplare capace di



*Schema della turbina a esplosione di Haltzwarth*

funzionare a regime con continuità venne costruito nel 1933 ed utilizzato per il soffiaggio d'aria negli altiforni.

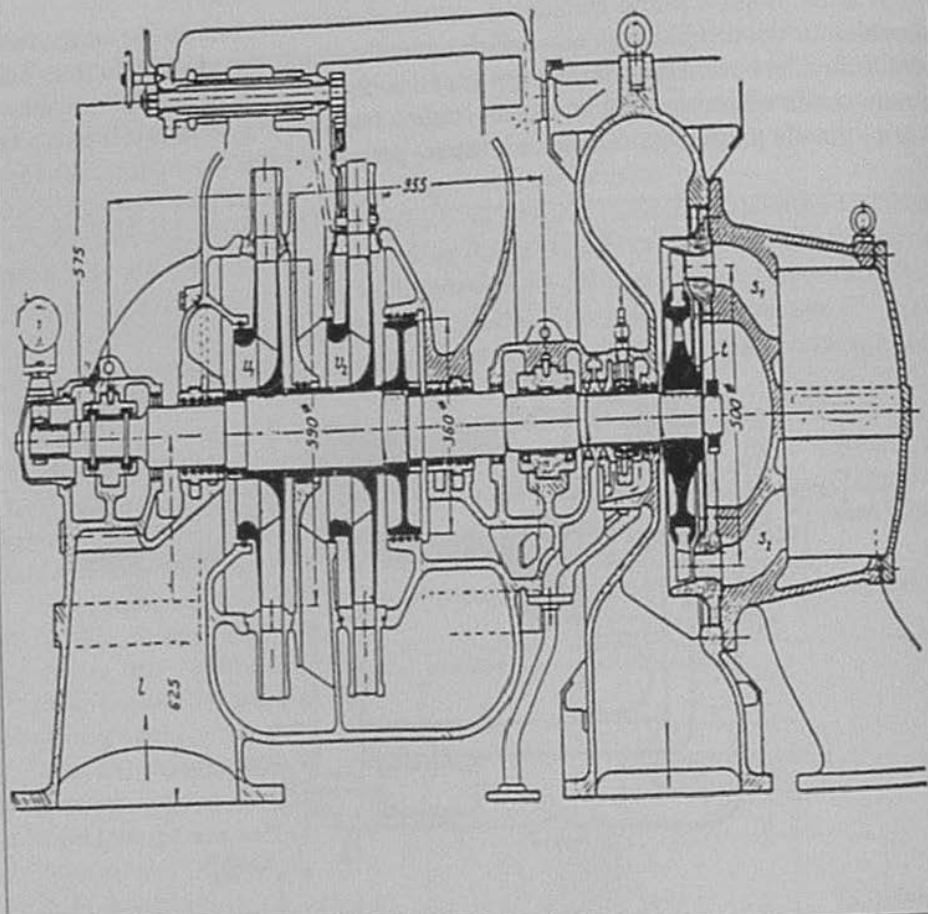
In Italia, dopo il primo tentativo di utilizzazione di una turbina De Laval nella propulsione dei dirigibili operato dal già citato Cosimo Canovetti, i primi seri studi realizzativi ed i primi esperimenti applicativi concreti su turbine a gas per uso industriale prima ed aeronautico in seguito, furono fatti dall'ing. Giuseppe Belluzzo (§ VII.1) grande progettista di turbine a vapore per uso navale.



*Schema di una turbina a combustione continua Brown-Boveri*

Per potere impiegare in campo aeronautico una turbina a gas d'uso industriale se ne sarebbe dovuto però ridurre drasticamente il peso, modificando in parte anche l'architettura costruttiva, rendendola capace di fornire un'elevata quantità d'energia cinetica ad una elevata massa d'aria messa in movimento ad una velocità abbastanza forte mediante un'elica o attraverso la conversione diretta in un getto d'efflusso libero dotato di una notevole velocità di scarico verso l'esterno.

L'impiego come propulsore aeronautico avrebbe quindi richiesto adeguate doti di leggerezza accoppiate ad una elevata robustezza degli organi meccanici connessi.



*Schema di un turbocompressore Winterthur-Büchi*

si, come carcasce, rotori, palettature e camere di combustione, con la capacità di erogare un'elevata potenza per unità di peso dell'apparato motore considerato nel suo complesso, costituito cioè sia dalle sue parti meccaniche che dalla massa di gas elaborata.

I consumi di combustibile, inoltre, avrebbero dovuto essere quanto più possibile prossimi a quelli richiesti da un motore alternativo, per non dover maggiormente eccessivamente il carico di carburante sollevato.

Queste sostanziali caratteristiche erano del tutto assenti nei primi esemplari di turbine a gas industriali prodotte.

## *Il turbocompressore per motori alternativi*

Il primo uso aeronautico di un sistema turbina-compressore opportunamente collegati tra loro fu quello relativo alla compressione di sovralimentazione ad alta quota dell'aria usata da un normale motore alternativo.

Tale dispositivo, nella sua forma originale, era costituito da una girante di turbina mossa dai gas di scarico di un normale motore a scoppio d'aeroplano, che era a sua volta in grado di azionare un compressore rotativo centrifugo capace di comprimere l'aria comburente usata per alimentare i carburatori dello stesso motore a scoppio, dovendone compensare la minore densità quando l'aria stessa veniva captata dall'esterno a quote superiori ai 5.000-6.000 m.

Le palette della turbina erano in questo caso relativamente poco sollecitate dal punto di vista termico, essendo la temperatura dei gas di scarico già scesa a poche centinaia di gradi per effetto della fase d'espansione da essi precedentemente subita all'interno dei cilindri del motore alternativo sovralimentato.

Tale dispositivo fu ideato da Sanford A. Moss (1872-1949) intorno al 1910 e messo a punto presso la General Electric americana per la quale egli lavorava.

Fu quindi applicato ad un motore d'aeroplano "Liberty" da 400 hp, il cui funzionamento ad alta quota venne positivamente collaudato a 4.300 m di quota sul monte Pike's Peak nel Colorado già nel corso della prima guerra mondiale.

Tale dispositivo non ebbe tuttavia ulteriori sviluppi tanto che, con la fine delle ostilità, venne rapidamente accantonato.

Gli americani lo avrebbero riesumato e sviluppato per impiegarlo in modo massiccio solo a partire dagli anni precedenti la seconda guerra mondiale, quando lo installarono sui motori Wright GR-1820-51 impiegati sul prototipo Y1B-17A della fortezza volante da bombardamento Boeing B-17.

In Europa un primo dispositivo analogo fu messo a punto da Büchi per la Brown-Boveri intorno al 1920.

L'ideazione, la costruzione e l'impiego di dispositivi di questo tipo precedette quindi quella di una vera turbina a gas aeronautica di circa venticinque anni, ma non ebbe una eccessiva influenza sullo sviluppo di quest'ultima, che avrebbe richiesto molti altri studi e sperimentazioni prima di poter essere realizzata.

Questo lungo processo sarebbe infatti maturato in Gran Bretagna e Germania solo a partire dalla seconda metà degli anni '30 (§V.1; V.2).

### *II.3: L'uso dei razzi a polvere in epoca moderna*

Il principio fisico di azione e reazione aveva già da secoli trovato la sua più antica forma d'applicazione propulsiva nel razzo, nome derivato dal latino "radius", raggio.

Questo tipo di proiettile a reazione è chiamato "rocket" in inglese, "rakete" in tedesco, "raket" in russo, "fusée" in francese, nomi che, pochi sanno, derivano dai termini italiani rocchetto e fuso, che traevano origine dagli analoghi termini riferiti al cilindro sul quale si avvolgeva un filo tessile.

Veniva invece usato dai pirotecnici italiani del '600-700 per indicare il razzo cilindrico a polvere pirica correato di cappello conico anteriore di penetrazione, che veniva montato lateralmente sulla cima di una lunga bacchetta di supporto in legno avente, durante il lancio, una sia pur approssimativa funzione stabilizzatrice lungo la traiettoria prevista.

Il termine apparve per la prima volta in letteratura nel trattato storico *Bellicorum instrumentorum liber* di Carlo Lodovico Muratori (1672-1750).

Tra gli antichi pirotecnici italiani particolare successo ebbe la famiglia Ruggeri, di origine bolognese, i cui diversi membri operarono a lungo in Francia alla corte del Re Luigi XV ed in Gran Bretagna, presso quella di Giorgio II.

Nel 1687, con una batteria di questi ordigni collegati tra loro, Claude Ruggeri fece sollevare in aria un maiale, un cane ed una gallina che tornarono incolumi a terra grazie ad un primitivo paracadute.

Dopo l'uso come proiettili d'artiglieria che se ne era già fatto in Europa a partire dal 1300 (§ 1.2), questi ordigni furono nuovamente adattati all'uso militare su vasta scala in Europa tra la fine del Settecento e gli inizi dell'Ottocento, trovando largo uso in combattimento.

Dopo averne subito l'impatto distruttivo in India nel 1799, nel corso dell'assedio di Seringapatam, nell'impiego fatto contro di loro da parte dell'esercito del principe indiano di Mysore, guidato dal figlio di quest'ultimo, Tippu Sultan (Tippoo Sahib), i britannici ne utilizzarono su larga scala alcuni tipi ideati da William Congreve (Bibl. 17), aventi il corpo propulsore di cartone pressato rinforzato esternamente in rame e provvisto di una robusta testa conica di ferro contenente la carica esplosiva o una miscela incendiaria.

Questi razzi usavano sempre una lunga asta posteriore stabilizzatrice ed il più leggero di essi pesava 12 lb, aveva un diametro di 5 pollici e possedeva una gittata di 2.000 m.

Ve ne erano poi altri tipi di peso medio, rispettivamente da 24, 32 e 42 lb, con cariche esplosive che andavano dalle 8-10 fino alle 20 lb e gittate comprese tra i 2.000 ed i 2.800 m.

I tipi più pesanti erano invece da 100 e 300 lb.

Ordigni "Congreve" del tipo medio da 32 lb vennero adoperati dalle navi britanniche sia contro il porto francese di Boulogne nel 1805, nel quale si era andata radunando la flotta d'invasione voluta da Napoleone, bersagliata con il lancio di 240 ordigni, che nell'assedio di Copenaghen del 1807, che fu distrutta con il lancio di 24.750 ordigni incendiari di questo stesso tipo.

I razzi inglesi furono usati anche contro i coloni ribelli americani.

Tra il 1820 ed il 1840 si cercò di migliorarne le caratteristiche balistiche portandone la gittata a 3.500 m, incrementandone anche la precisione di tiro sul bersaglio.

In Italia reparti d'artiglieria dotati di carri provvisti di 8 tubi lanciarazzi trainati da tre pariglie di cavalli ciascuno furono introdotti dall'esercito piemontese dopo la restaurazione post-napoleonica, intorno al 1830.

Se ne studiarono le capacità applicative fino ad ipotizzare la costituzione di vere



e proprie batterie autonome costituite ciascuna da 150 uomini e 150 cavalli e dotate di 12 esemplari di detti carri lanciarazzi con una riserva complessiva di 2.304 ordigni (24 salve complete per carro).

Essi rimasero in servizio fino al 1873 circa, quando furono completamente eliminati a causa della facile deperibilità all'immagazzinamento delle relative polveri di lancio.

Razzi alla "Congreve" furono costruiti anche nel Regno delle Due Sicilie presso il Laboratorio Pirotecnico di Torre Annunziata, su indicazioni di ufficiali della marina britannica, ed utilizzati fino al 1860.

Reparti lanciarazzi furono impiegati nel corso della prima guerra d'indipendenza dai corpi di volontari italiani agenti nel Veneto nel 1849.

In particolare, una decina di lanciarazzi multipli venne adoperata nella difesa di Venezia contro gli austriaci.

In Francia, dove i razzi erano stati introdotti nel 1827 dall'inglese Bedford, il Goupil pensò dapprima di sostituire la bacchetta stabilizzatrice posteriore, chiamata anche codetta, con degli impennaggi, che erano già apparsi per la prima volta nel libro intitolato *Artis magnae artilleriae* scritto da Kazimierz Simienowicz, pubblicato ad Amsterdam nel 1650, che risultarono però insufficienti; mentre il capitano Rougé introdusse una cassetta adatta sia per il trasporto che per il lancio di sei esemplari.

L'esercito francese usò razzi da 92 mm di diametro, 65 kg di peso e 6.000 m di gittata nella guerra di Crimea durante l'assedio di Sebastopoli, con discreta efficacia, anche se i russi risposero in maniera adeguata usando razzi a tre stadi sia incendiari che esplosivi.

In seguito si cercò di stabilizzare tali ordigni lungo la loro traiettoria imitando l'effetto di rotazione giroscopica impresso ai proiettili dalla rigatura delle canne da cannone, ricorrendo sia ad alette stabilizzatrici incurvate rispetto all'asse del razzo, introdotte dall'americano William Hale nel 1864, che ad uno scarico parzialmente obliquo del getto di gas, che venne introdotto dall'ing. francese Eugene Turpin di Colombes sur Seine, nel 1894.

Un altro sistema adottato fu quello di ricorrere a nervature elicoidali avvolgenti la superficie esterna del razzo stesso per cercare di farlo avvitare nell'aria ma con risultati in ogni caso assai scarsi.

Successivamente vennero adottate turbinette ruotanti ad alta velocità, contenute all'interno del razzo, che venivano fatte ruotare dagli stessi gas di scarico per creare un effetto giroscopico stabilizzatore, che vennero introdotte nel 1898 dallo svedese Wilhelm Theodore Unge di Stoccolma.

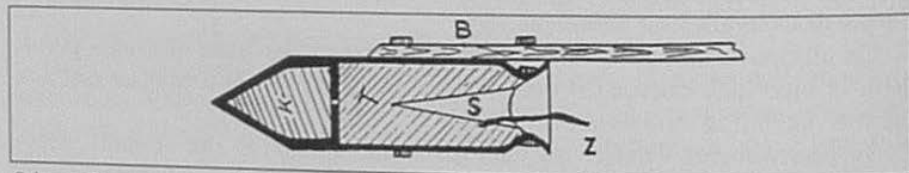
Nel 1846 in Svizzera era stata però introdotta la rigatura interna Cavalli delle bocche da fuoco. Grandi progressi furono perciò registrati tra il 1859 ed il 1866 nella precisione di tiro da parte dei cannoni d'artiglieria provvisti di canna d'acciaio rigata, tanto che già nel 1886 il comandante Plessix, dell'artiglieria francese, sottolineava il disinteresse della sua arma per i tentativi in atto volti a migliorare la precisione di tiro dei razzi a polvere, il cui impiego in artiglieria venne sostanzialmente abbandonato.



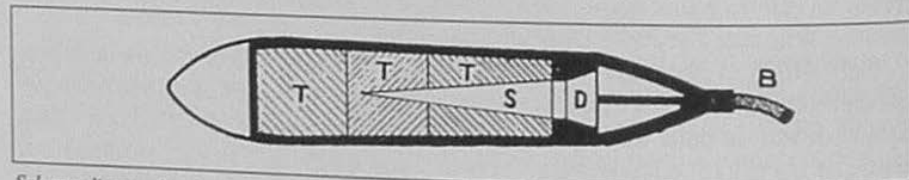
*I razzi di William Congreve*

Tali ordigni rimasero tuttavia in uso oltre che nell'abituale settore degli spettacoli pirotecnici, anche per effettuare segnalazioni e nel lancio di sagole di soccorso in caso di naufragio di natanti specie in prossimità delle coste ed anche ad opera di battelli in mare, usando un tubo di lancio dotato di uno schermo protettivo in lamiera assai simile ad un odierno bazooka.

Nel corso della prima guerra mondiale vennero usati i razzi ideati dal tenente dell'aviazione navale francese Le Prieur per attaccare i palloni d'osservazione frenati germanici del tipo Drachen, fessurandoli ed incendiandoli.



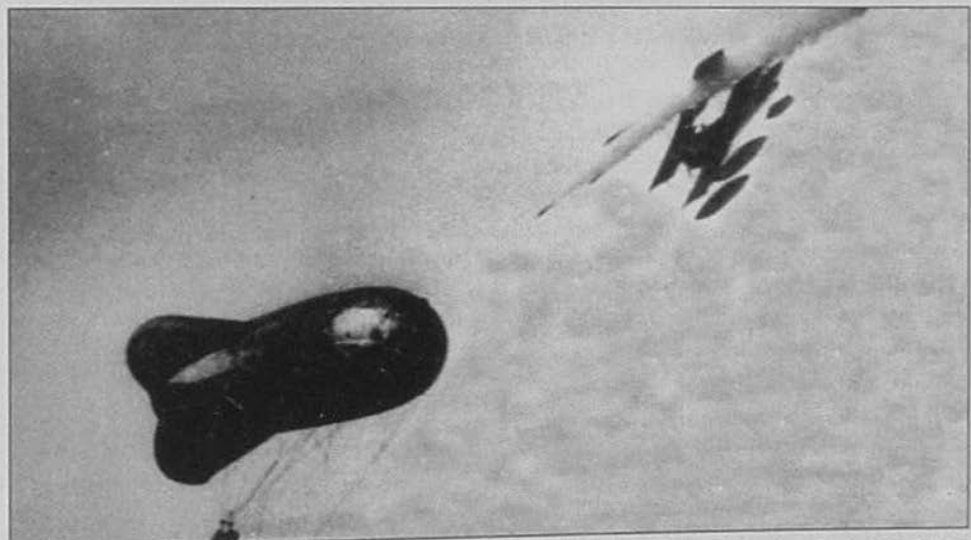
*Schema di razzo antigrandine*



*Schema di razzo lanciasagole da salvataggio marittimo*



*Caccia Nieuport "Bébé" con installazione per il lancio di otto razzi Le Prieur*



*Un caccia Sopwith "Baby" attacca un pallone frenato da osservazione Drachen con i razzi Le Prieur*

Tali razzi, denominati dai britannici UP, Unrotated Projectiles (proiettili non ruotati) per distinguerli da quelli da cannone, erano ancora stabilizzati da codette e venivano trasportati in gruppi di quattro o cinque mediante anelli di aggancio o tubi di piccolo diametro fissati ai montanti verticali dei biplani da caccia Nieuport "Bébé" e Sopwith "Baby".

Furono usati anche dagli Italiani e permisero nel complesso di ottenere buoni risultati.

## II.4: I precursori stranieri della missilistica spaziale contemporanea

Dopo la prima guerra mondiale l'interesse per la propulsione a razzo venne riacceso solo dalla grande passione che andava maturando nel pubblico per i primi racconti di fantascienza, che ipotizzavano già con ricchezza di dettagli tecnico-scientifici i futuri viaggi spaziali.

L'esigenza fondamentale di potersi muovere nello spazio extraterrestre privo d'ossigeno, sommata a quella di poter raggiungere le elevatissime velocità di fuga necessarie per vincere l'attrazione di gravità, riaccessero l'interesse degli studiosi per la propulsione ad endoreattore, vista già allora come l'unica adatta allo scopo.

I primi studi scientifici sistematici furono effettuati in Russia da un eminente scienziato, Tsiolkovski.

### *Konstantin Eduardovich Tsiolkovski*

Coetaneo di Canovetti, essendo nato il 17 settembre 1857 a Levoskoje, villaggio del distretto di Spassov, governatorato di Riazan a circa 200 km a sud-est di Mosca, K.E. Tsiolkovski studiò nella capitale russa diventando nel 1880 insegnante elementare.

Appassionato autodidatta di discipline scientifiche, cominciò ad eseguire esperimenti chimici in uno studio-laboratorio che si era costruito da solo.

Nel 1885 progettò un dirigibile interamente metallico e nel 1894 anche un aeroplano provvisto sempre di struttura interamente metallica.

I suoi interessi fondamentali, stimolati dalla lettura dei romanzi di Jules Verne, s'indirizzarono ben presto verso lo studio e la prefigurazione di possibili viaggi spaziali, tanto che già nel 1883 fece stampare a sue spese un libro intitolato: *Svobodnoe Prostranstvo* (lo spazio libero), nel quale ipotizzava e descriveva i viaggi nello spazio esterno compiuti grazie alla forza di reazione derivante dall'eiezione di particelle veloci.

Nel 1895, ispirato da un altro autore russo, A.P. Fedorov, che aveva scritto di razzi interplanetari, pubblicò una seconda opera intitolata *Considerazioni sulla Terra e l'Universo* nella quale calcolò con precisione la velocità di fuga che un'astronave avrebbe dovuto raggiungere per potersi sottrarre all'attrazione terrestre.

Nel 1903 pubblicò sulla rivista scientifica "Naoutnchonié Obozrenié" l'articolo: *Esplorazione dello spazio cosmico per mezzo di apparecchi a reazione*, sviluppando analiticamente la teoria del razzo con la quale ricavò la fondamentale relazione tra il consumo di combustibile e le velocità di espulsione nel vuoto dei diversi tipi di gas propulsori usabili, che è nota in Russia come equazione di Tsiolkovski.

Perfezionò tale studio tra il 1911 ed il 1914, mentre nel 1919 fu nominato membro dell'Accademia delle Scienze dell'Unione Sovietica, ricevendo una pensione governativa.

Nel 1903 aveva proposto anche un progetto di razzo contenente molti particola-

ri costruttivi e congegni meccanici anticipatori della futura tecnologia missilistica.

Fino alla sua morte, avvenuta il 19 settembre 1935, pubblicò altre sessanta opere scientifiche, descrivendo razzi di diverso tipo, la loro stabilizzazione mediante apparati giroscopici, i pianeti artificiali e molto altro ancora.

La sua opera fu quindi di carattere esclusivamente teorico ma avrebbe costituito la base di partenza concettuale della tecnologia missilistica sovietica e mondiale, grazie anche al concreto apporto sperimentale che sarebbe stato successivamente dato da alcuni suoi eminenti allievi come A.B. Scherchevskhy e F.A. Tsander.

Quest'ultimo avrebbe infatti costruito, a partire dal 1930, i primi razzi a propellenti liquidi russi: gli OR 1 (Osoaviachim Racket 1) ed OR 2 (§IV.2).

### *Robert Esnault Peltier*

Ingegnere francese nato a Parigi l'8 novembre 1881 si occupò, a partire dal 1904, di aeronautica inventando il famoso "manche à balai", un dispositivo a leva per l'azionamento dei piani di controllo di un velivolo, fatto brevettare nel 1906, costruendo anche diversi tipi di aeroplano.

Successivamente si dedicò allo studio della propulsione a razzo arrivando ad ipotizzare la propulsione a ioni basata sull'uso di una adatta sostanza radioattiva quale il radio.

Fu il primo ad introdurre la definizione di "navigazione astrale", tanto che, quando Canovetti nel 1911 gli presentò i suoi calcoli relativi alla velocità d'efflusso dei gas prodotti dalla combustione della gasolina, gli riconobbe la priorità di tali studi affermando: "questo è il motore astrale".

Nel 1912 ipotizzò un viaggio Terra-Luna che, secondo le sue previsioni, sarebbe stato effettuato nel 1955.

Lo scoppio della grande guerra interruppe i suoi studi che riprese subito dopo come docente alla Sorbona, dove nel giugno del 1927 presentò il suo notevole testo: *Esplorazione mediante razzi dell'alta atmosfera e possibilità dei viaggi interplanetari*.

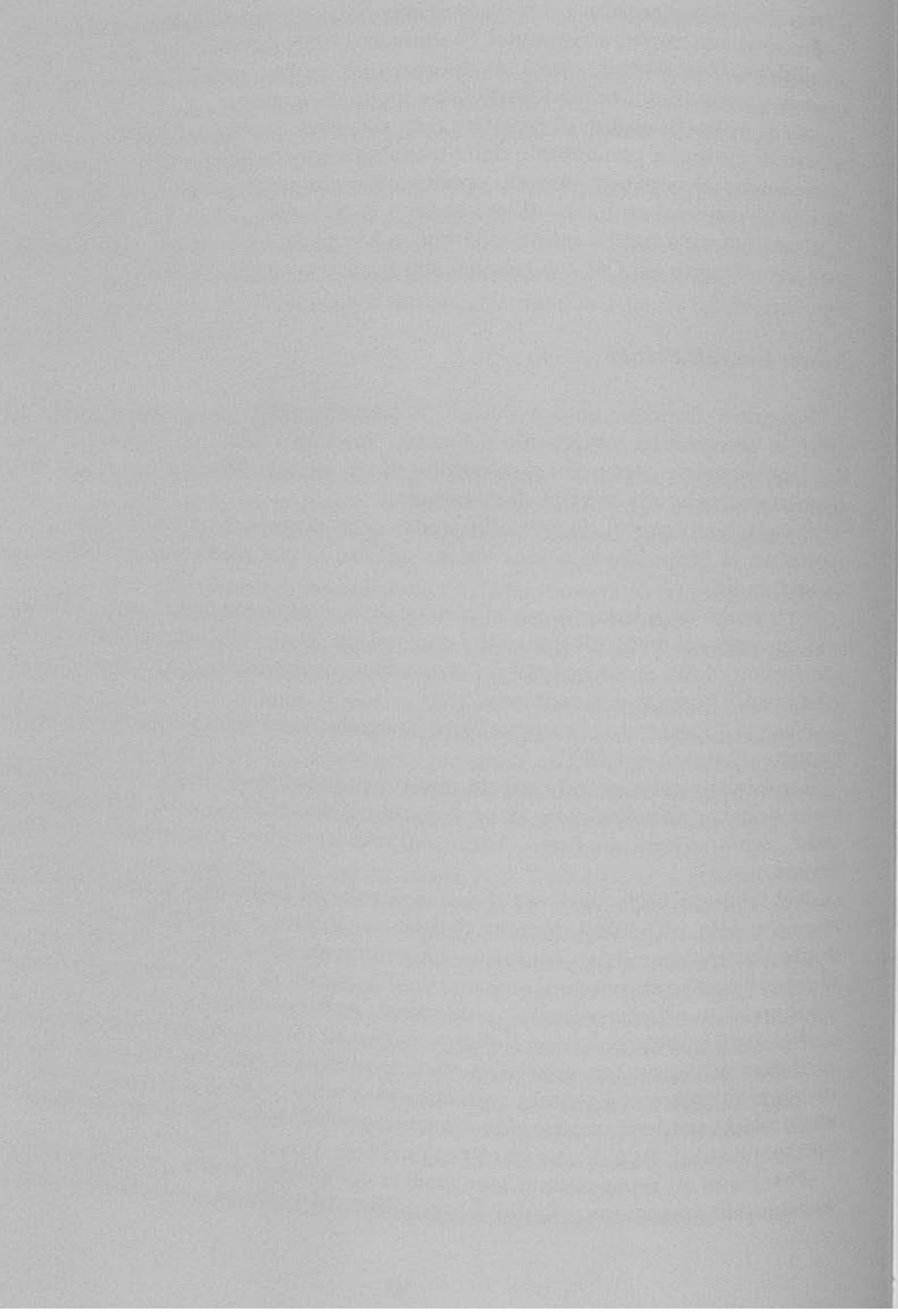
Nel febbraio 1928, insieme al suo amico André Louis Hirsch, istituì un premio internazionale, di 5.000 franchi dell'epoca, destinato a premiare ogni anno il miglior lavoro scientifico originale, sia teorico che sperimentale, che fosse capace di far progredire in maniera sostanziale il processo di realizzazione della navigazione spaziale o "intersiderale", come allora ambiziosamente si diceva.

Nel 1930 pubblicò il testo *Astronautique*, di fondamentale importanza teorica.

Egli stesso contribuì ai relativi studi sperimentali volti alla ricerca del miglior tipo di propellente utilizzabile, avvalendosi di attrezzature di fortuna, tanto che il 9 ottobre 1931 perdette quattro dita di una mano nell'esplosione di uno dei dispositivi a combustibili liquidi che stava provando.

Non riuscì ad interessare ai suoi studi le competenti autorità governative francesi, e, quando scomparve a Parigi il 6 dicembre del 1957, era pressoché dimenticato.





## LA PROPULSIONE A GETTO IN ITALIA TRA LE DUE GUERRE MONDIALI

*III.1. Il "geidrovolante" di don Dido Marchesi*

Nel corso della prima guerra mondiale, oltre agli esperimenti condotti da Cosimo Canovetti, un altro interessante tentativo volto alla realizzazione di un propulsore a getto fu effettuato da don Dido Marchesi, nato il 30 giugno 1867 a Montebudello in provincia di Bologna e morto nello stesso comune il 26 maggio del 1936, dopo che era stato parroco per circa quarant'anni.

Nel 1917 egli ideò un dispositivo ad aria compressa provvisto di tre ugelli eiettori che avrebbe dovuto essere in grado di muoversi in aria a notevole velocità grazie alla sola forte spinta di reazione prodotta.

Il sacerdote denominò il suo dispositivo "geidrovolante", sottintendendo con tale nome la prevista capacità del dispositivo di muoversi oltre che nell'atmosfera anche su terra e mare.

Mentre la guerra era ancora in atto, don Marchesi, che aveva effettuato in Germania studi scientifici approfonditi ma non sistematici, iniziò i suoi esperimenti con un primo esemplare di tale dispositivo che utilizzava un compressore d'aria mosso da un motore alternativo.

L'inventore lo aveva costruito avvalendosi della consulenza tecnica di uno specialista del tempo, il prof. Egidio Garuffa, noto autore di una delle celebri e meritevoli monografie tecnico-scientifiche della casa editrice Ulrico Hoepli di Milano riguardante i motori a scoppio.

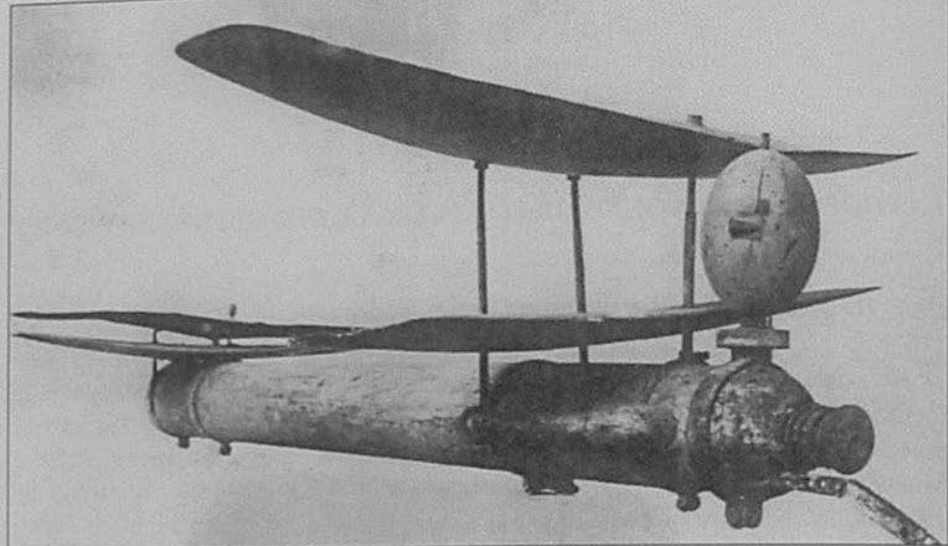
Il sacerdote pubblicò anche un opuscolo illustrante la natura e lo schema di massima del suo progetto di reattore, il quale fu in seguito modificato.

Cercò quindi di realizzarne un secondo esemplare, coadiuvato in tale opera anche da uno studente d'ingegneria, Aroldo Ferri, che portava in bicicletta a Bologna le relative parti metalliche da unire tra loro mediante saldatura autogena.

Don Dido Marchesi disponeva però solo della rendita di un modesto vitalizio, già ampiamente prosciugata dai precedenti studi, che non gli permise di sostenere le spese necessarie per il definitivo completamento di questo suo ultimo dispositivo.

Ne propose quindi la costruzione alle Forze Armate italiane, interessando anche la Regia Aeronautica da poco costituitasi.

La cosa non ebbe buon fine e don Marchesi, che aveva dedicato i suoi interessi tecnico-scientifici anche ad invenzioni di altro genere, definitivamente rovinato dalle forti spese sostenute, morì in miseria.



*Il secondo modello del "Geidrovolante" progettato da don Emilio Marchesi, fratello di don Dido Marchesi*

Il suo progetto fu ripreso qualche anno dopo dal fratello, don Emilio, anch'egli parroco a Ponte San Pietro, sempre in provincia di Bologna, che lo sviluppò in forme adatte al volo aerodinamico sostenuto dotandolo di ala biplana.

Secondo le cronache di quegli anni questo nuovo "geidrovolante" fu sperimentato con discreto successo, ma non ebbe alcun seguito.

I modelli sperimentali a reazione dei due sacerdoti emiliani potrebbero essere annoverati più tra le curiosità di scarsa importanza che tra le realizzazioni suscettibili di qualche pratico sviluppo.

Le idee innovative, anche quando sembrano apparentemente sterili, possiedono tuttavia una fortissima valenza propositiva, poiché sono in grado di stimolare l'interesse e la fantasia di altri studiosi e sperimentatori che sono spesso capaci di trarre da un valido inizio, sia pure embrionale, una preziosa fonte d'ispirazione per sviluppi successivi di ben maggiore peso.

Ed è proprio questo il caso della realizzazione di don Dido Marchesi, che fece infatti da stimolo per i successivi lavori svolti nel campo della propulsione a reazione dall'ingegnere bolognese Secondo Campini (§ V), che vide il "geidrovolante" nel 1916 ad un'esposizione quando era appena dodicenne.

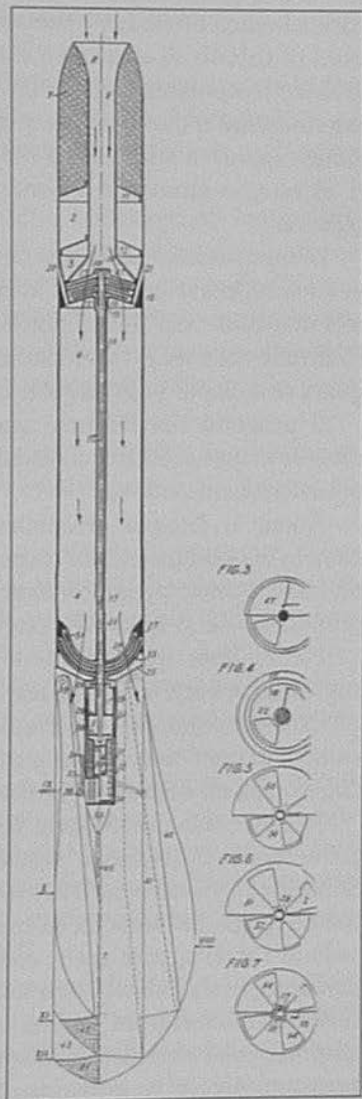
Come abbiamo già visto (§ II.2), il tubo autopropulsore proposto nel 1909 da André Lorin aveva invece suscitato in quegli stessi anni un interesse scientifico ben più elevato.

Esso aveva fatto intravedere la possibilità teorica di realizzare aeromobili incredibilmente più veloci dei lenti biplani ad elica che avevano appena combattuto la prima guerra mondiale.

L'ipotesi concettuale di base di tale dispositivo doveva però essere tradotta in pratica realizzando un propulsore che fosse in grado di fornire una spinta o impulso iniziale capace di far staccare da terra un velivolo pilotato, o un "siluro aereo" come allora si diceva, non essendo ancora entrato nell'uso corrente l'appellativo di "missile", fornendogli subito dopo l'elevatissima accelerazione necessaria per poter raggiungere la forte velocità di traslazione capace d'innescarne il funzionamento. Un primo contributo teorico italiano alla soluzione di tale problema, di sicura validità tecnico-scientifica, venne già dai numeri di novembre e dicembre 1921 del mensile "Rivista Marittima", edita da ben 120 anni della Regia Marina prima e quindi dalla Marina Militare italiana, sui quali apparve un articolo firmato dal tenente del Genio Navale Angelo Belloni intitolato *Della miglior arma*, che conteneva una seria analisi delle caratteristiche dei razzi a polvere fino ad allora costruiti un po' ovunque nel mondo, dimostrandone l'intrinseca inadeguatezza in termini di precisione e di portata per poter adempiere ad un efficace uso bellico a largo raggio d'azione di tipo strategico.

Lo studio presentava inoltre alcune considerazioni teoriche di base ed alcuni dettagliati disegni di un nuovo tipo di siluro aereo propulso da un dispositivo antesignano del moderno pulsoreattore o pulsogetto che, se realizzato, avrebbe invece potuto presentare, secondo l'autore, un'efficacia bellica di tipo ottimale.

Tale progetto, che potrebbe essere considerato ancora oggi degno d'attenzione, era stato brevettato nel 1918.



*Il siluro volante a pulsogetto di Angelo Belloni*

Il missile che veniva proposto aveva la forma di un lungo cilindro ed era caratterizzato da una presa d'aria anteriore seguita da un piano orizzontale di controllo del tipo canard, oltre che da quattro alette direzionali stabilizzatrici posteriori ripiegabili sull'asse longitudinale ed estensibili all'atto del lancio, fino ad assumere in volo una configurazione a forte freccia.

Il condotto interno di adduzione dell'aria, partente dalla presa d'aria anteriore, era sagomato a tubo Venturi.

In corrispondenza della sezione ristretta esso era avvolto toroidalmente dalla carica bellica esplosiva e subito dopo sfociava in una camera di combustione provvista di valvole di apertura e chiusura comandate da un apposito dispositivo cronometrico temporizzatore, che era capace di creare un ciclo di combustione esplosiva intermittente a due tempi: aspirazione compressiva iniziale, seguita da una esplosione espansiva allo scarico che avrebbe eiettato un forte getto di gas incandescenti all'esterno attraverso il condotto di uscita, assicurando la necessaria spinta propulsiva.

L'impulso necessario per far partire il missile sarebbe derivato dall'uso di ossigeno compresso contenuto in un apposito serbatoio interno, che avrebbe ovviato alla mancanza del flusso iniziale d'aria autocompressa, che sarebbe stato assicurato invece durante il funzionamento a regime grazie al raggiungimento di una adeguata velocità di volo da parte dell'ordigno stesso.

Il progetto del Belloni, analizzato in base all'esperienza attuale, presentava diverse manchevolezze come ad esempio la grandezza del serbatoio del carburante eccessivamente ridotta.

Anche il disegno aerodinamico dei setti interni di apertura e chiusura della camera di combustione e l'andamento geometrico dei condotti del flusso d'aria captato dall'esterno appaiono oggi inadeguati, tanto da far ritenere che il rendimento propulsivo del dispositivo sarebbe stato in realtà del tutto insufficiente.

I complessi fenomeni aerodinamici riguardanti flussi altamente subsonici o supersonici degli aeriformi nei condotti erano allora totalmente ignoti.

Conseguentemente la geometria dei due sistemi di apertura e chiusura della camera di combustione disegnati dal Belloni avrebbe sicuramente provocato distacchi, vortici ed eccessive perdite d'energia.

In Germania questi stessi fenomeni sarebbero stati studiati e compresi solo nei primi anni '30, quando vennero depositati progetti analoghi da parte di Paul Schmidt di Monaco nel 1929 e di Wilhelm Goldau, che avrebbero dato successivamente luogo, nel corso della seconda guerra mondiale, alla costruzione delle bombe volanti Fieseler, note anche come "V-1", propulse dai pulsogetti disegnati indipendentemente da Günter Dietrichs per la Argus di Berlino. Il pulsogetto delle "V-1" differiva da quello del Belloni per avere l'apertura e la chiusura delle valvole di tipo automatico, comandate unicamente dal gioco delle depressioni espansive e compressioni esplosive intermittenti producentisi nella camera di combustione, la cui lunghezza, appositamente calcolata, ne determinava direttamente la frequenza.

Malgrado ciò il pulsoreattore proposto con tanto anticipo ed in maniera preveg-



gente dal Belloni, che in Italia non ebbe alcun seguito, presentava tutti gli elementi costitutivi basilari dei missili a pulsogetto ed avrebbe potuto costituire una buona base di partenza per lo studio teorico e sperimentale dei fenomeni fluidodinamici e dei problemi tecnologici e costruttivi connessi.

Angelo Belloni lasciò successivamente il servizio attivo nella Regia Marina con il grado di capitano di fregata.

### *III.3: Il turbomotore a nafta con compressore di Alessandro Guidoni*

A partire dai primi del Novecento ed in particolare negli anni compresi tra le due guerre mondiali gli schemi di massima relativi ai più svariati tipi di turbomotori ed a quelli di altre astruse macchine similari furono presentati a migliaia da moltissimi sconosciuti ideatori.

Questi progetti erano, nella quasi totalità, del tutto fantasiosi ed inattuabili, mentre altri contravvenivano in modo palese alle più elementari leggi della fisica in generale e della termodinamica in particolare, tanto da poter essere facilmente rigettati dagli organi tecnici delle Forze Armate alle quali venivano generalmente sottoposti, pur non essendo gli specialisti del tempo in possesso di dettagliate conoscenze specifiche relative al settore delle turbomacchine ed a quello della propulsione a reazione.

Memorie tecniche inattendibili e progetti curiosi, spesso corredati da illustrazioni simpaticamente datate, sono ancora presenti negli archivi dello Stato italiano ed in quelli delle tre Forze Armate.

Emblematici tra questi studi furono quelli di Luigi Gussalli, inventore di un primo tipo di carro armato italiano a pattini mobili mai adottato, che ideò ed in parte realizzò dei curiosi apparati meccanici, uno dei quali era denominato "propulsore a doppia reazione", con il quale raggiunse una certa notorietà presso il grande pubblico italiano, mentre non fu preso in alcuna considerazione da parte dei maggiori ricercatori esteri del tempo come Esnault Peltier, Oberth, Ley ed altri con i quali tentò invano di mettersi in contatto.

Tali progetti, pubblicati più volte a cura dello stesso autore, denotavano infatti una sua evidente mancanza di conoscenza della fisica ed erano del tutto inattendibili, tanto che, come ci fa sapere lo stesso Gussalli nei suoi scritti, qualcuno gli fece osservare che i dispositivi che andava proponendo avrebbero avuto "tanta capacità di far sollevare in aria un missile quanta ne avrebbe avuta un singolo individuo che avesse tirato verso l'alto i lacci delle proprie scarpe".

Non tutte le proposte avanzate in quegli anni erano però di questo stesso genere. Alcuni di questi progetti erano infatti fondati sul piano scientifico e promettenti su quello applicativo, tanto da essere accettati e pubblicati sulle maggiori riviste specializzate dell'epoca.

Anche questi contributi di alto valore non dettero però luogo a sviluppi pratici per cause contingenti, lasciando aperti seri interrogativi su quali avrebbero potuto

essere i relativi sviluppi e quali vantaggi effettivi se ne sarebbero potuti trarre se fossero stati realizzati.

È il caso del progetto di Alessandro Guidoni relativo ad un propulsore a moto-turboelica, capace di fornire potenze elevate a quote superiori ai 5.000 m, che fu presentato dal suo autore già in forme assai prossime a quelle definitive sulle pagine del "Notiziario tecnico" della Regia Aeronautica dell'agosto 1926.

Alessandro Guidoni, nato nel 1880 a Torino, laureato in ingegneria e nominato tenente di vascello della Regia Marina nel 1904, fu uno dei primi pionieri italiani dell'aeronautica.

Prese il brevetto di pilota d'aeroplani numero 59 a Taliedo nel 1911, e subito dopo quello di ufficiale di bordo di dirigibile.

Condusse anche notevoli esperienze di aerodinamica nel laboratorio da lui stesso creato presso l'arsenale della Spezia, progettando aeroplani e dirigibili e costruendo idrovolanti pienamente efficienti come quello di grandi dimensioni proposto dal marchese Pateras Pescara che era stato specificamente concepito per compiere missioni di siluramento, che collaudò personalmente in volo nel 1914 a Venezia conducendo anche i relativi esperimenti di lancio dell'arma, utilizzando un simulacro del peso di 375 kg.



*Alessandro Guidoni*

Impresa notevolissima per quegli anni.

Prese poi parte alla prima guerra mondiale al comando della squadriglia d'idrovolanti imbarcati sulla nave "Elba" della Regia Marina.

Nel 1920 fu nominato addetto aeronautico a Washington, dove lo aveva preceduto la sua fama di primo sperimentatore del siluro aereo.

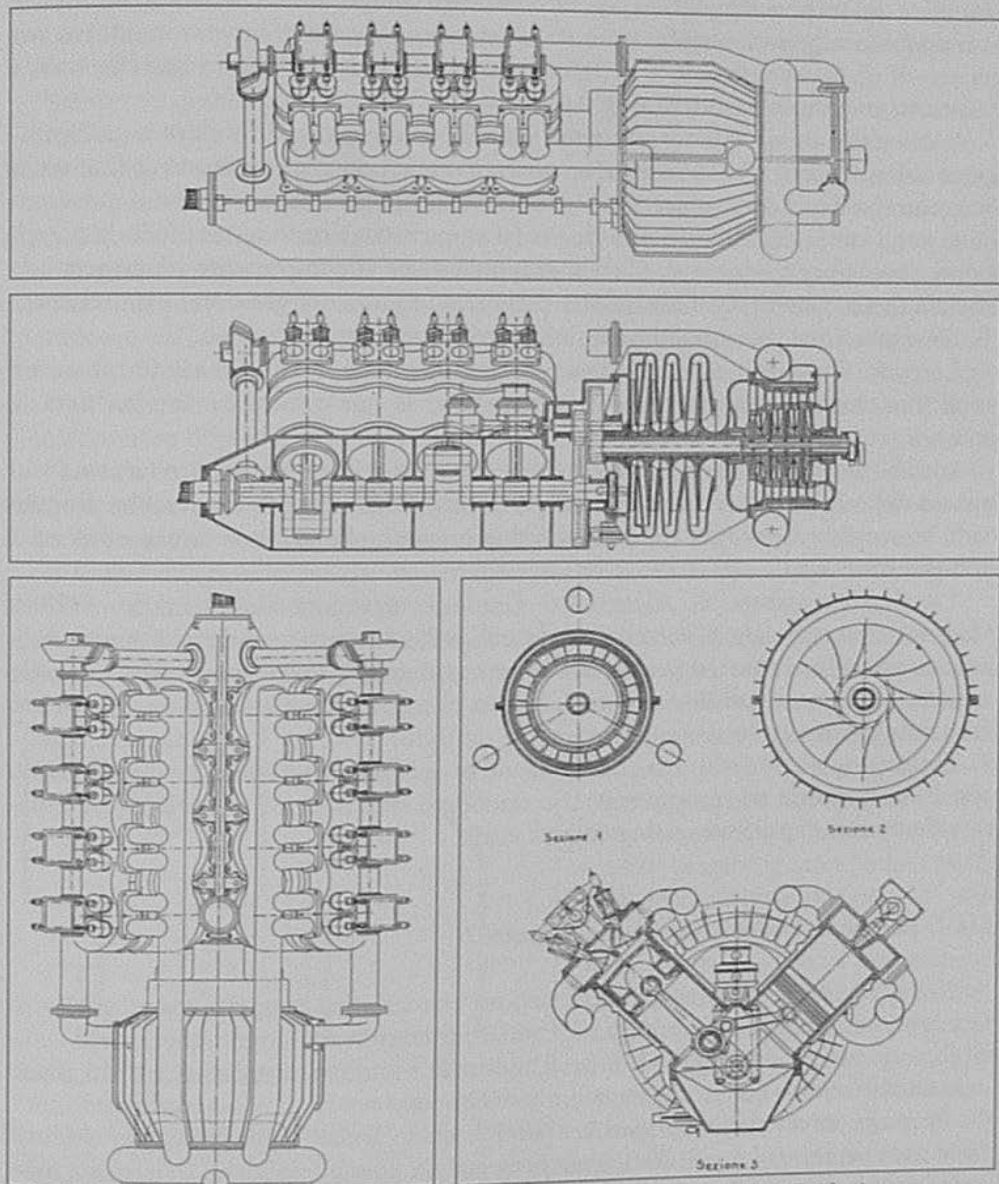
Nella capitale americana ebbe modo di conoscere il comandante del corpo aeronautico dell'esercito Billy Mitchell, facendolo partecipe delle nuove teorie d'impiego dell'arma aerea formulate dall'italiano Giulio Douhet.

All'atto della costituzione della Regia Aeronautica come arma indipendente, nel 1923, optò per il passaggio nell'Arma Aerea e venne nominato direttore superiore del Genio e delle Costruzioni Aeronautiche, carica che detenne fino al 1925, dalla quale si dimise divenendo poi addetto aeronautico a Londra.

Tra le tante idee elaborate da questa geniale personalità ci fu anche quella per un nuovo tipo di turbopropulsore usante nafta come nei motori diesel, che hanno come noto un elevato rendimento termico, che avrebbe consentito di superare in maniera relativamente semplice e brillante tutti i problemi, che risultavano allora di difficile soluzione, connessi con il suo funzionamento ad alta quota.

Il propulsore di Guidoni avrebbe dovuto consentire tale utilizzazione collegando direttamente tra loro sullo stesso asse d'azionamento un motore alternativo a ciclo Diesel con un compressore rotativo ed una turbina.

Avrebbe in tal modo risolto contemporaneamente sia il problema della realizzazione di un compressore rotativo di sovralimentazione utilizzabile per alimentare in maniera adeguata il motore alternativo alle quote più elevate, che quello di una turbina a gas di scarico che fosse in grado di funzionare adeguatamente resistendo alle elevate temperature sviluppate dalla combustione di un idrocarburo liquido ad alto potere calorifico come la nafta.



*Turbomotore a nafta con compressore e turbina a gas di scarico di Alessandro Guidoni*

L'energia meccanica espansiva dei gas combusti uscenti dal motore alternativo sarebbe stata infatti integralmente recuperata nella turbina fino alla ridotta pressione atmosferica esterna relativa alla elevata quota di volo di funzionamento del propulsore stesso.

La miscela combustibile gassosa aria-nafta avrebbe subito una prima compressione per mezzo del compressore rotativo centrifugo a tre giranti, per essere poi immessa nel motore alternativo che sarebbe stato di tipo lineare a "V" ad 8 cilindri, il cui albero a gomiti sarebbe stato collegato a quello del compressore stesso per mezzo di un accoppiamento a ruote dentate in grado di collegare i due dispositivi facendoli ruotare con numero di giri diversi.

L'uso dello stesso motore alternativo avrebbe consentito di portare la compressione della miscela aria-nafta a valori elevati, ottenendo una pressione di fine combustione di circa 60 atm, facendo avvenire subito dopo l'espansione dei gas combusti negli stessi cilindri, ma solo fino a 10 atm, raccogliendo in tal modo la potenza necessaria per azionare sia l'elica propulsiva che il compressore e permettendo anche una considerevole diminuzione della temperatura dei gas combusti nel corso di tale espansione parziale prima d'immetterli in turbina.

La parte finale dell'espansione sarebbe poi continuata nella stessa turbina a tre stadi direttamente collegata con il compressore al quale avrebbe fornito tutta la potenza residua da essa raccolta.

L'elica aerea di propulsione sarebbe stata quindi calettata direttamente sul mozzo dell'albero del motore alternativo che insieme alla turbina avrebbe erogato tutta la necessaria potenza richiesta dai due organi comandati: la stessa elica ed il detto compressore.

La fine prematura di Alessandro Guidoni, avvenuta il 27 aprile 1928 a Montecelio mentre stava personalmente collaudando un paracadute di nuova realizzazione, sul cui funzionamento aveva espresso dubbi, mise fine a questo geniale progetto, allora sicuramente realizzabile, ma che non venne sviluppato e costruito malgrado fosse stato quasi completamente definito.

Guidoni si era infatti preoccupato anche di calcolare ingombri, pesi e consumo specifico di questo suo propulsore, che sarebbero stati inferiori a quelli degli apparati alternativi di potenza analoga allora usati.

### *III.4: Eliche intubate o embrionali reattori?*

Sia il siluro aereo concepito da Belloni che gli altri progetti come quello di Guidoni, per l'epoca in cui furono formulati, presentavano comunque aspetti futuri e di non facile risolvibilità per l'industria motoristica italiana, sia sul piano concettuale che su quello strettamente tecnologico.

In quegli stessi anni altri sperimentatori si erano andati invece ponendo obiettivi assai meno ambiziosi e più facilmente perseguibili, volti a migliorare in maniera marcata il funzionamento del principale organo propulsivo aeronautico già esistente: l'elica.



Come abbiamo visto i primi pionieri avevano compreso già agli inizi del '900 che le eliche aeree, al di là delle loro forme ancora imperfette, avevano un rendimento propulsivo intrinseco piuttosto limitato.

Osservando il volume conico d'aria spinto a valle da un'elica in rotazione se ne poteva infatti valutare l'eccessivo angolo d'apertura, che faceva perdere spinta rispetto a quella che si sarebbe potuta teoricamente ottenere mettendo in movimento un volume d'aria perfettamente cilindrico.

Una ulteriore perdita d'energia era da imputare alla formazione di vortici laterali prodotti dallo stesso flusso d'aria.

Sembrava quindi evidente che se si fosse racchiuso il flusso d'aria prodotto dall'elica in un tubo cilindrico, aperto alle due estremità e dalle pareti interne convenientemente profilate e capaci di regolarizzarne il movimento, se ne sarebbe ricavato un notevole incremento del rendimento propulsivo, che sarebbe venuto a dipendere dall'insieme elica-tubo considerato nel suo complesso.

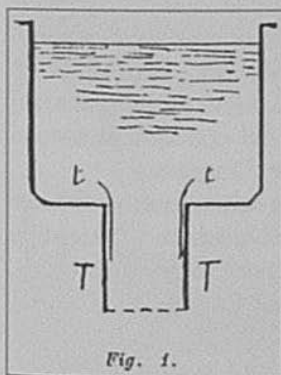
Che un tubo attraversato da un fluido potesse essere sede di forze di reazione era stato d'altra parte evidenziato già da un semplicissimo esperimento, denominato "paradosso idrodinamico", che era stato effettuato in Italia nel 1902 dal prof. E. Bernardi utilizzando un recipiente pieno d'acqua, recante sul fondo un tubo di scarico, all'imboccatura del quale veniva posto un segmento di tubo cilindrico dal margine superiore opportunamente svasato.

Facendo defluire l'acqua attraverso lo scarico il segmento tubolare, invece di essere spinto contro le pareti dello scarico e verso il basso, veniva interessato da una forza di reazione verticale che lo faceva schizzare verso l'alto.

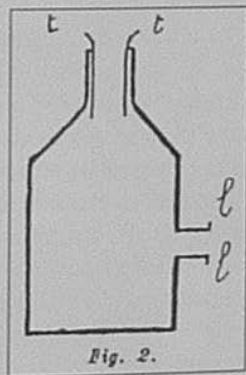
Il fenomeno poteva essere evidenziato anche facendo uso di un più semplice recipiente contenente soltanto aria.

Anche il tentativo effettuato in Francia da Coanda (§ II.2) aveva contribuito a stimolare ulteriormente la fantasia degli sperimentatori del tempo, che proprio allora andavano manifestando una grandissima attenzione per le proposte più audaci ed innovative che fossero capaci di far progredire in maniera significativa la scienza e la tecnica del volo.

La grande guerra mise però fine alle attività di ricerca più avanzate facendo concentrare l'attenzione e le risorse del settore aeronautico e motoristico sul miglioramento dei motori alternativi e delle macchine aeree già allora esistenti, che pur diventando sempre più sicure, veloci ed affidabili non registrarono nel corso di quel conflitto l'introdu-



*"Paradosso idrodinamico" del prof. E. Bernardi con segmento di tubo posto allo scarico di un serbatoio d'acqua*



*"Paradosso idrodinamico" del prof. Bernardi con segmento di tubo posto all'ingresso di un serbatoio d'aria*



zione di innovazioni particolari se non nel settore degli armamenti aerei.

Terminata la guerra, sia i tentativi pratici volti a migliorare drasticamente il rendimento propulsivo delle eliche che gli studi teorici su altri metodi propulsivi ripresero immediatamente vigore.

Un primo importante esperimento pratico implicante l'analisi di tali aspetti fu effettuato anche in Italia da un privato cittadino, Mattioni.

### *Antonio Mattioni*

Nato a Cividale del Friuli il 20 giugno 1880, Mattioni iniziò ad occuparsi fattivamente d'aviazione a partire dal 1909, anno in cui si svolse il circuito aereo di Montichiari, nei pressi di Brescia, al quale assistette con grande interesse.

Successivamente lavorò con il conte Almerico da Schio, occupandosi di dirigibili e brevettando per essi due congegni di manovra.

Spinto da un grande interesse per i "più pesanti dell'aria", si recò in Inghilterra per approfondire le sue conoscenze tecnico-scientifiche nel campo ideativo e costruttivo di questo nuovo tipo di aeromobili.

Tornato in Italia nel 1910 finì con lo stabilirsi a Firenze, dove s'occupò inizialmente di tecniche fotografiche e chimiche, intraprendendo successivamente alcune floride attività in campo editoriale che lo portarono a fondare alcune riviste specializzate nel settore delle forniture per l'edilizia e l'arredamento.

Tale attività lo spinse ad effettuare frequenti viaggi di studio e di lavoro in centro Europa, che gli permisero anche di approfondire le sue conoscenze teoriche relative al settore aeronautico.

Agli inizi degli anni '20, le buone disponibilità finanziarie derivanti da queste attività gli consentirono di realizzare il sogno di costruire un nuovo tipo di velivolo di propria originaria concezione.

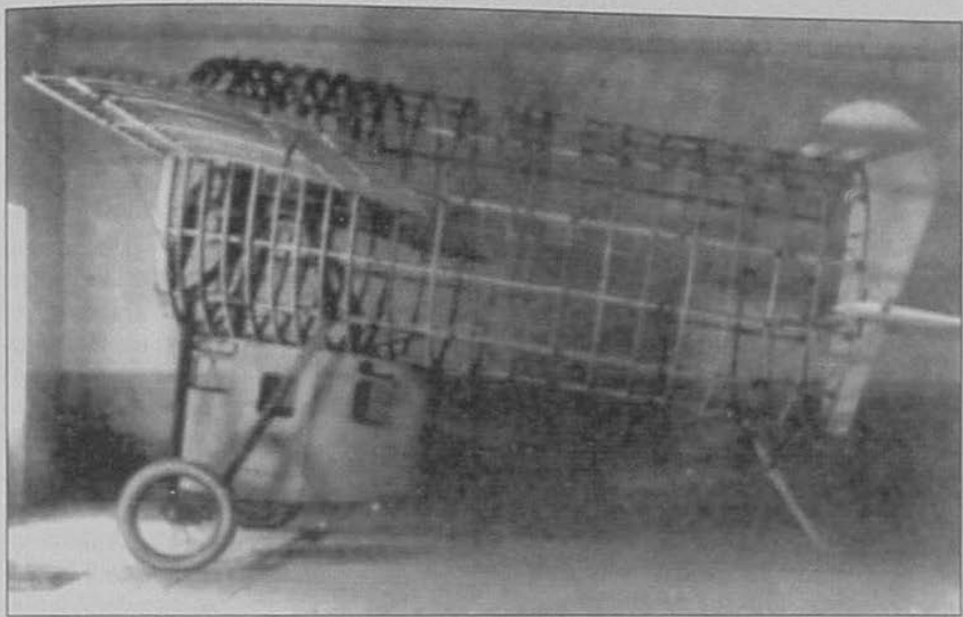
Il progetto era basato su di un condotto tubolare di grande diametro, all'imboccatura del quale era installato un motore stellare rotativo Gnôme a 7 cilindri da 80 CV nominali a 1.150 giri, che era stato costruito nel 1916 ed usato in guerra, azionante un'elica bipala di apertura di poco superiore a quella del condotto stesso, la quale veniva fatta girare immediatamente prima della sezione d'ingresso.

Le due semiali monoplane di legno e bambù, rivestite in tela cerata, erano collocate in posizione media ed incernierate direttamente alla struttura del condotto a botte sulla quale erano fissati anche i relativi cavi di controventatura usati per l'irrigidimento.

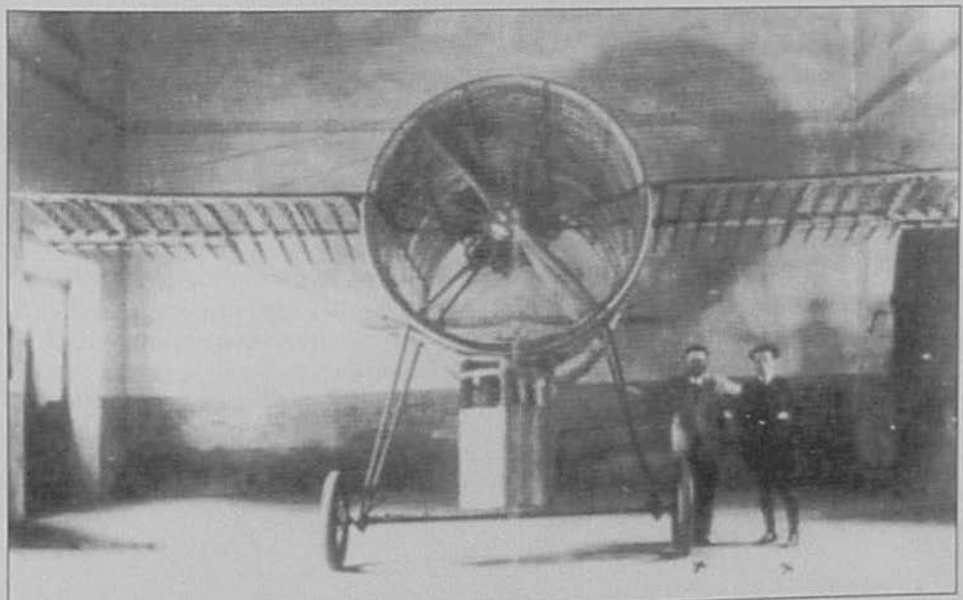
Mattioni ne propose inizialmente la realizzazione ai fratelli Pomilio di Torino, i quali declinarono l'offerta.

Decise allora di procedere in maniera autonoma, costruendone la struttura interamente lignea attraverso l'assemblaggio di sezioni staccate realizzate da diverse falegnamerie fiorentine situate nella zona di via Maragliano.

Il montaggio finale venne effettuato in un hangar al Campo di Marte del capoluogo toscano e completato nel corso del 1923.



*Vista laterale della struttura interna dell'aereo di Antonio Mattioni*



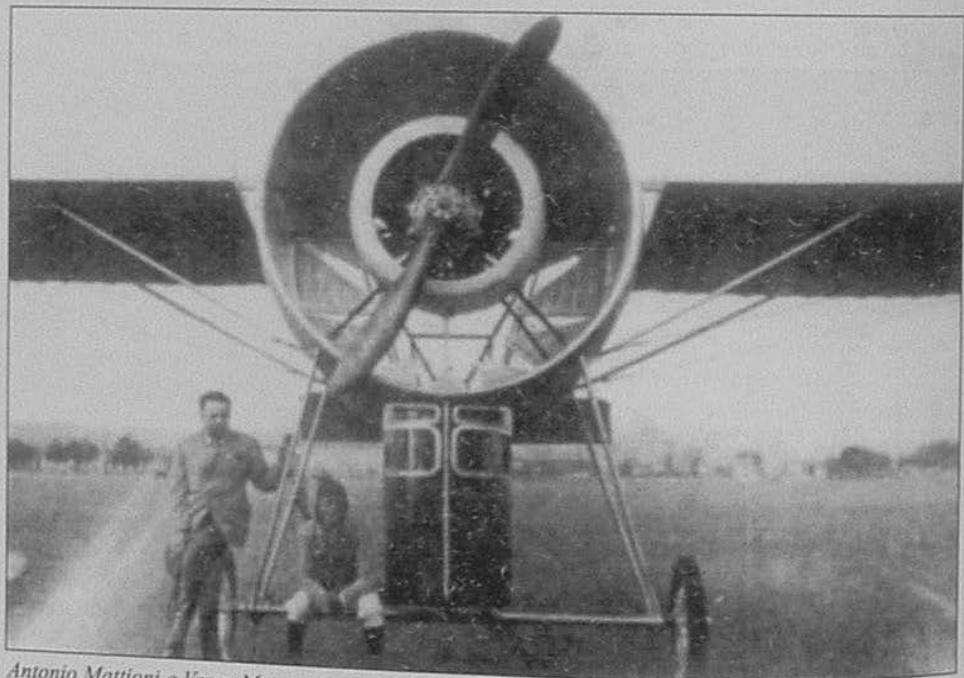
*Vista anteriore della struttura interna dell'aereo di Antonio Mattioni*

Dal punto di vista strettamente propulsivo il nuovo velivolo di Mattioni era totalmente diverso da quello realizzato da Coanda essendo il motore ad elica posto all'ingresso del tubo, in maniera da poter consegnare al flusso d'aria passante per esso tutto il calore di raffreddamento al quale si sarebbe aggiunto anche quello dei gas di scarico emessi.

Questa quantità di calore poteva quindi produrre una variazione del contenuto energetico dell'aria, producendo un ciclo termodinamico di trasformazione dell'energia termica in lavoro di basso rendimento, che avrebbe dato luogo ad un sia pur limitato ulteriore innalzamento della velocità d'efflusso della miscela aria-gas passante per il tubo stesso.

Era, in embrione, il principio fisico di funzionamento di un motore a reazione, anche se il fondamentale processo di attivazione iniziale del flusso d'aria ed il successivo convogliamento ad alta velocità all'interno del tubo sarebbero avvenuti solo grazie all'energia meccanica erogata da una normale elica bipala mossa da un motore alternativo e non attraverso la palettatura multipla di un compressore azionato direttamente da una turbina.

La velocità del getto d'aria e gas combusti prima dello scarico dal condotto poteva essere regolata mediante un sistema interno d'otturazione costituito da 12 spicchi triangolari di lamiera, provvisti di molle di richiamo, capaci di chiudersi a diaframma per incrementare la velocità di scarico dell'aria, fino a funzionare da freno aerodinamico nelle manovre a terra quando la chiusura stessa veniva completata



*Antonio Mattioni e Vasco Magrini prima delle prove di volo*

lasciando un'apertura circolare centrale del diametro di soli 60 cm.

Questa architettura costruttiva, assai semplice e pulita, era però tale da rendere difficoltosa la sistemazione del pilota, per il quale venne realizzata una stretta cabina chiusa finestrata posta tra gli elementi di forza del carrello anteriore.

I primi rullaggi vennero effettuati durante l'anno 1923 al Campo di Marte dal noto pilota fiorentino Vasco Magrini, che insieme al fratello aveva collaborato anche alla costruzione del velivolo.

Il primo tentativo di decollo venne effettuato all'alba del 29 dicembre di quello stesso anno, non essendo stato ottenuto il certificato di navigabilità, ma il tozzo monoplano, appena sollevatosi dal suolo, precipitò, restando sul terreno in posizione verticale con la coda posata in terra e la carlinga in alto.

Si produssero fortunatamente pochi danni ed il pilota ne uscì indenne.

Questo primo tentativo di volo evidenziò la necessità di alcune modifiche: il baricentro era troppo alto e l'inconsueto velivolo stentava a sollevare i piani di coda, assumendo subito dopo il distacco da terra un assetto fortemente cabrato che ne aveva provocato la caduta.

Venne abbassato il piano alare ed anche il motore venne posto in posizione ribassata e disassata rispetto all'asse centrale del condotto cilindrico, che fu a sua volta accorciato tagliandone la parte posteriore, che venne sostituita da un prolungamento a traliccio recante i piani caudali di manovra orizzontale e verticale.

Il tentativo di volo venne ripetuto agli inizi del 1924 con pieno successo.

La macchina, rumorosissima, risultò infatti molto veloce e manovriera tanto che i presenti la stimarono addirittura capace di superare con facilità i 200 km/h.

Mattioni introdusse successivamente altre modifiche, eliminando il traliccio caudale e collegando la cabina di pilotaggio chiusa anteriore ai piani di coda con una fusoliera di sezione rettangolare, mentre le ali vennero collegate alla struttura tubolare mediante montanti fissi.

Il sagace sperimentatore friulano, che aveva già investito nella realizzazione circa un milione di lire dell'epoca, rovinandosi economicamente, brevettò la sua innovativa macchina volante sia in Italia che in molti paesi europei, ma non riuscì tuttavia ad interessare ad essa le competenti autorità della Regia Aeronautica, né fece pressioni particolari per attivare tale interessamento, come sono in grado di testimoniare ancora oggi i suoi discendenti.

Debitato economicamente rinunciò ad ogni ulteriore attività in campo aeronautico e venne completamente dimenticato per diversi decenni.

Solo il 20 gennaio del 1950 gli giunse infatti un attestato di riconoscimento per l'attività svolta da parte del Ministero, mentre il 19 maggio del 1956 gli venne conferita una medaglia d'oro dalla municipalità di Firenze allora guidata dal sindaco Giorgio La Pira.

Il velivolo realizzato da Antonio Mattioni rimase relegato nel suo hangar fino alla seconda guerra mondiale, nel corso della quale fu demolito.

Fu praticamente ignorato dalla pubblicistica aeronautica italiana d'allora, che non ne ebbe e non ne tramandò alcuna immagine, mentre acquistò una certa noto-

rietà solo presso gli studiosi di aerodinamica teorica come primo valido esempio di applicazione pratica del principio dell'elica intubata.

In realtà l'aeroplano di Mattioni segnò l'effettivo inizio del processo italiano di sviluppo del settore della propulsione a getto, sul quale avrebbe esercitato un primo marcato condizionamento concettuale e d'indirizzo.

L'architettura costruttiva prescelta, basata su un condotto di grande diametro capace di fungere sia da involucro contenitore degli organi fissi e rotanti costituenti l'impianto propulsore, che da fusoliera alla quale collegare le ali, la cabina di comando ed i piani di coda, sarebbe stata infatti ripresa dagli sperimentatori italiani successivi, diventando un elemento ricorrente sui più importanti velivoli a reazione che vennero ideati e costruiti nel nostro Paese fino al termine del secondo conflitto mondiale.

### *Gli studi del prof. Luigi Sante Da Rios*

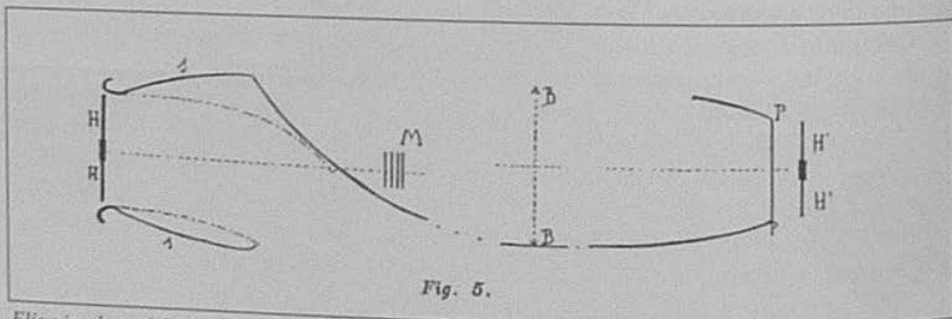
In quegli stessi anni, accanto a queste attività eminentemente pratiche, vennero svolte anche diverse ricerche teoriche e sperimentali di laboratorio, miranti ad ottenere un netto miglioramento del rendimento propulsivo di un'elica.

Importante fu il tentativo di farla ruotare in un anello tubolare di forma adeguata che fosse capace di avvolgere e guidare in maniera regolare il flusso d'aria prodotto.

Particolarmente attivo fu, tra la fine della grande guerra ed il 1928, il prof. L.S. Da Rios della Regia Scuola d'Ingegneria di Padova, il quale svolse delle accurate ricerche di base su questo fenomeno che gli permisero di arrivare all'importante conclusione secondo la quale un'elica ruotante all'interno di un condotto cilindrico ad anello chiuso avente una sezione d'ingresso ampiamente svasata avrebbe potuto incrementare il suo rendimento propulsivo fino a circa il 50%.

Il professore iniziò i suoi studi fissando un anello di questo stesso tipo all'estremità delle pale di un'elica prelevata da un triplano Caproni, il cui diametro di 3 m venne ridotto a soli 120 cm.

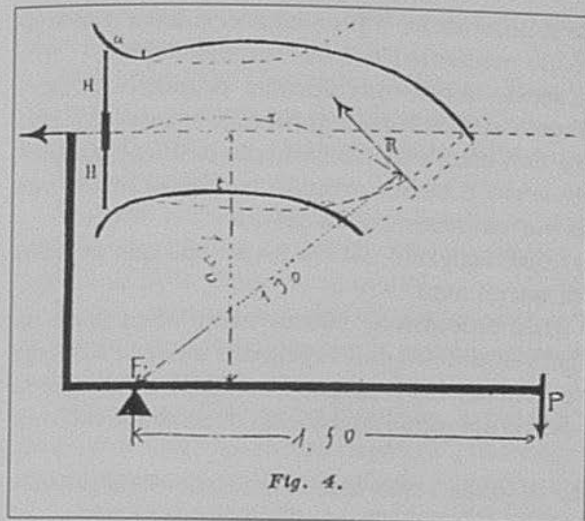
Il nuovo dispositivo venne posto in rotazione a 3.500 giri al minuto ottenendo a



*Fig. 5.*

*Ellica intubata del prof. Luigi Sante Da Rios*





*Elica intubata del prof. Luigi Sante Da Rios con anello e tubo aggiuntivo ricurvo*

parità di spinta propulsiva una diminuzione dell'energia meccanica assorbita di circa il 15%.

Già nel 1917, in piena guerra, lo studioso propose ad una ditta aeronautica italiana di costruire un velivolo utilizzando un'elica di questo tipo, ma il consiglio di amministrazione di quest'ultima rifiutò di prendere in esame tale proposta, asserendo che la ricerca scientifica non era un'attività di competenza di una industria privata.

Nel 1918 il fenomeno fu anche portato a conoscenza del comitato per le invenzioni di guerra di Milano.

Da Rios proseguì i suoi esperimenti anche nell'immediato dopoguerra, modificando il suo dispositivo mediante la separazione dell'anello dall'elica ed il suo fissaggio su una bilancia dinamometrica capace di misurare le forze trattive sviluppantisi quando l'elica stessa veniva fatta ruotare all'imboccatura dell'anello.

Il rendimento propulsivo crebbe ancora e risultò tanto più elevato quanto più ridotto era lo spazio tra la superficie interna dell'anello e la punta delle pale della stessa elica e quanto più elevato era il suo numero di giri.

In particolare venne misurata la differenza di pressione tra la sezione a monte e quella a valle dell'anello mediante fori realizzati su di esso e tubi di collegamento ad un manometro ad aria libera.

Da Rios poté facilmente verificare che i valori di pressione che venivano misurati erano tali da dar luogo ad una forza propulsiva superiore alla resistenza offerta all'aria in movimento dall'anello stesso.

Egli vide in questo modo confermata l'ipotesi iniziale da lui stesso formulata secondo la quale l'incremento di spinta era dovuto, oltre che alla pura e semplice reazione, anche alla differenza di pressione che si veniva a creare nella corrente d'aria aspirata dall'elica tra una sezione posta a monte dell'anello ed una seconda posta invece sulla sezione d'uscita a valle dello stesso, tanto che definì tale dispositivo "propulsore-veicolo a risucchio e a reazione".

Tali studi furono presentati all'Accademia dei Lincei in due diverse memorie nel 1926 e nel 1927.

Variando diametro e passo delle pale delle eliche adoperate ed anche il profilo dell'anello, lo sperimentatore riuscì ad ottenere incrementi di spinta che potevano arrivare a circa il 50%.

Proseguendo i suoi studi, Da Rios si pose anche il problema di ridurre drasticamente lo spazio di decollo di un velivolo mediante l'uso del suo dispositivo.

Egli modificò quindi il semplice anello chiuso inizialmente proposto, trasformandolo in un condotto tubolare allungato avente la parte terminale incurvata e piegata verso il basso, per poter ottenere dall'elica una componente della spinta propulsiva prodotta diretta verticalmente verso il basso, creando in questo modo una portanza addizionale rispetto a quella normalmente creata dalle ali.

Il complesso di prove e di misurazioni realizzato dal Da Rios ebbe una notevole influenza nel mondo aeronautico di quegli anni.

In Unione Sovietica il principio della propulsione basata su un'elica posta in rotazione all'imboccatura di un anello fu introdotto dall'ingegnere italiano Roberto Oros di Bartini, fuoriuscito comunista che nel 1939 progettò un idrovolante per le rotte polari denominato DAR, che avrebbe dovuto essere dotato di un dispositivo di questo stesso tipo (Bibl. 18).

Anche questi esperimenti aprivano la strada verso la realizzazione della propulsione a reazione, che usa schiere di palette ruotanti all'interno d'involucri chiusi ad anello che sono sede di forze di reazione e di pressione.

### *Luigi Stipa ed il suo Stipa-Caproni*

La via sperimentale materialmente aperta da Mattioni e verificata sul piano scientifico dagli studi di Da Rios, fu portata ad una forma compiuta ancora più evoluta da un terzo importante studioso e sperimentatore italiano, Luigi Stipa, che realizzò un secondo velivolo completo e funzionante basato sul principio propulsivo dell'elica intubata, spingendosi ancora più avanti sulla strada che avrebbe portato allo sviluppo di un motoreattore.

Nato il 30 novembre 1900 ad Appignano del Tronto (Ascoli Piceno), prestò servizio militare nel 1918 nell'11° Battaglione Bersaglieri come motorista d'aviazione volontario, frequentando successivamente il corso d'ingegneria idraulica presso l'Università di Padova, dove si laureò nel 1924.

Appassionato d'aviazione s'iscrisse nel 1926-27 al primo corso di ingegneria aeronautica attivato presso l'Università di Roma, dove completò gli studi diventando assistente alla cattedra di motori aeronautici.

Nel 1928, l'osservazione dei fenomeni propulsivi delle eliche aeree e alcune analogie con il funzionamento delle turbine idrauliche a reazione lo portarono a comprendere che parte dell'energia consegnata all'aria da un'elica ruotante e dispersa in vortici poteva essere recuperata per fornire un'ulteriore spinta propulsiva utile, adottando un tubo Venturi che fosse in grado di avvolgere e guidare tale flusso.

Luigi Stipa scoprì infatti nel 1929 che un condotto tubolare, non di forma semplicemente cilindrica con ingresso svasato come quello di Da Rios, ma ad andamento convergente-divergente, poteva essere soggetto ad un'apprezzabile spinta

provocata per reazione dinamica quando esso era interessato dal passaggio di un veloce flusso d'aria interno.

Nel 1930, nell'Università di Roma, Stipa propose ed effettuò una serie di esperimenti basati su di un semplice dispositivo costituito da un modello d'elica d'aeroplano ruotante in corrispondenza della sezione d'ingresso di un tubo Venturi di piccolo diametro.

Durante il movimento, tale condotto, invece di offrire la consueta resistenza passiva al movimento dell'aria che lo investiva, manifestò l'insorgere di una spinta capace di farlo muovere in avanti.

Negli ambienti accademici l'interesse per la precisa quantizzazione scientifica dell'entità di tale fenomeno fu grande, essendone prefigurabile l'utilizzabilità nella propulsione aerea.

Non venne però usato il termine di "spinta" ma si preferì invece parlare dell'insorgere di una "resistenza negativa", essendo il verso della nuova forza contrario a quello di una resistenza agente in direzione contraria all'avanzamento.

La trattazione analitica completa del fenomeno, come vedremo, venne poi effettuata dal prof. Gaetano Arturo Crocco (§ III.5).

Stipa comprese inoltre che se avesse riscaldato l'aria passante nel condotto in corrispondenza alla sezione ristretta, il valore della spinta prodotta sarebbe aumentato per effetto degli incrementi di pressione e velocità prodotti dal calore.

Semplici esperimenti condotti con fili metallici resi incandescenti dal passaggio di corrente elettrica dettero subito un esito positivo.

Era stato così concepito un nuovo schema di motore a getto primitivo ma funzionante, che venne brevettato da Stipa il 1° settembre 1930.

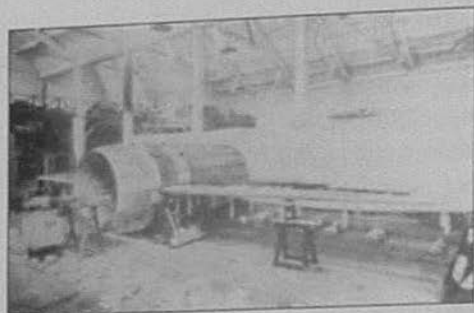
I risultati ottenuti furono resi pubblici nell'agosto 1931 ed ebbero una vasta risonanza in tutto il mondo, tanto da essere pubblicati su numerose riviste scientifiche in Francia, Stati Uniti ed Unione Sovietica, mentre il rappresentante europeo della statunitense NACA (National Committee for Aeronautics) venne da Parigi a Roma per incontrare lo sperimentatore ed avere informazioni di prima mano.

Stipa propose quindi alla Regia Aeronautica la realizzazione di un velivolo sperimentale basato sul nuovo fenomeno propulsivo.

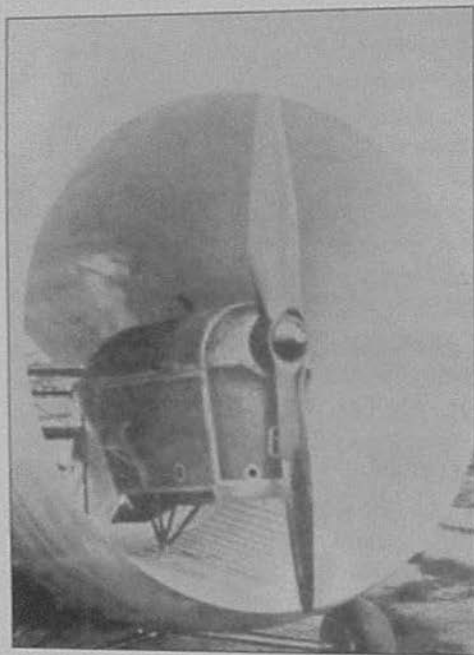
L'allora direttore generale delle Costruzioni e degli Approvvigionamenti, Gaetano Arturo Crocco (§ III.5), accettò la costruzione di un piccolo prototipo monoplano dalla fusoliera a forma di tubo Venturi, tanto larga che il velivolo venne subito ribattezzato "aereo a botte" come quello di Mattioni, che non viene però mai menzionato da Stipa nei suoi scritti.

Pur avendo quasi la stessa forma, le dimensioni della fusoliera ideata da Stipa erano diverse da quelle del Mattioni, essendo la sezione d'ingresso del flusso d'aria più larga e dello stesso diametro dell'elica bipala utilizzata per la propulsione, mentre la lunghezza era anch'essa superiore.

Il Ministero stanziò la somma di 250.000 lire per la progettazione definitiva e la costruzione della macchina, che vennero affidate alla Caproni di Taliedo sotto la direzione congiunta di Gianni Caproni e dello stesso Stipa.



*Lo Stipa Caproni in costruzione*



*La sistemazione del De Havilland "Gipsy III" da 120 CV all'interno della fusoliera tubolare dello Stipa-Caproni*

L'inconsueto monoplano era potenziato da un motore in linea De Havilland "Gipsy III" da 120 CV, raffreddato ad aria, già usato, che venne fornito direttamente dalla Forza Armata e fu montato su adatti supporti all'interno della fusoliera al centro della parte convergente del tubo Venturi.

Il calore di raffreddamento del motore e quello dei gas di scarico avrebbero così riscaldato il flusso d'aria incrementando la spinta propulsiva.

Il profilo della fusoliera era inoltre in grado d'assicurare una sufficiente portanza: la botte funzionava cioè come un'ala a forma d'anello, mentre la cabina di pilotaggio biposto era posta al disopra della fusoliera e, al contrario di quella del Mattioni, era accuratamente raccordata ad essa per ridurre al minimo la resistenza all'avanzamento.

I piani di controllo direzionale posteriori erano posti a sbalzo nella parte terminale della fusoliera e parzialmente immersi nel getto fuoriuscente da essa, realizzando in questo modo uno dei primi esempi di getto vettorializzabile, oggi tanto attuale, mai apparso su un velivolo.

Stipa ribattezzò quella che era apparentemente solo un'elica intubata, ma che era in realtà un reattore autoportante capace di realizzare un embrionale ciclo termodinamico propulsivo: "ala a turbina".

Per meglio comprendere l'ulteriore evoluzione del progetto di Stipa e quella di molti altri progetti aeronautici successivi, occorre ricordare che la ricerca tecnico-scientifica italiana nel settore aeronautico era allora concentrata nelle mani di pochi esperti di alto livello scientifico, aventi quasi sempre una duplice veste: accademica e militare.

Molti docenti universitari di discipline del volo erano infatti anche ufficiali della Regia Aeronautica, ed i fondi di ricerca destinati alle università provenivano spesso dai bilanci della stessa Arma Aerea. Lo stesso Stipa era allora tenente di complemento del Genio Aeronautico.



Non esisteva quindi uno specifico ente autonomo di ricerca aeronautica capace di condurre i propri esperimenti secondo una cadenza temporale ed un'ottica realizzativa sganciate dalle più immediate necessità economico-produttive e d'impiego, mentre il Consiglio Nazionale delle Ricerche, istituito nel 1923, aveva competenze generali e non strettamente limitate al settore aeronautico, pur avendo un'apposita sezione ad esso dedicata.

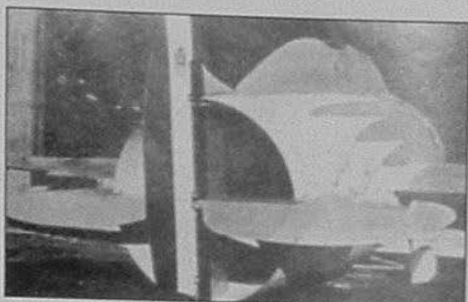
Le innovazioni ottenute in ambito militare quindi, oltre ad essere attentamente vagliate sul piano tecnico-scientifico, dovevano essere in grado di produrre vantaggi incontrovertibili sul piano della tecnica aeronautica e di rapida utilizzabilità, altrimenti venivano rapidamente abbandonate.

L'azione aerodinamica propulsiva di una singola elica bipala nel progetto di Stipa non poteva essere assimilata a quella di una schiera di palette poste sulla periferia del rotore di un compressore, né i fenomeni termodinamici in gioco sarebbero stati diversi da quelli tipici di un normale motore alternativo.

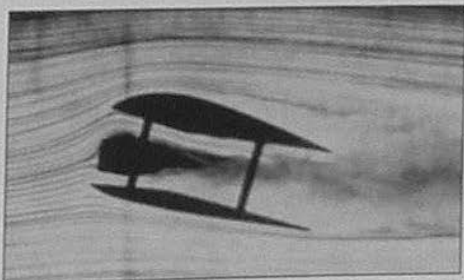
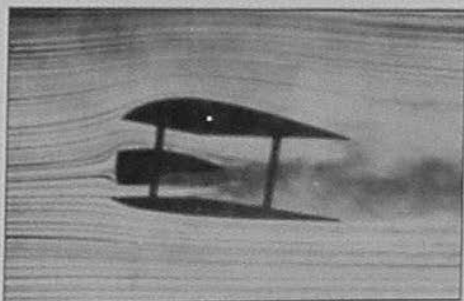
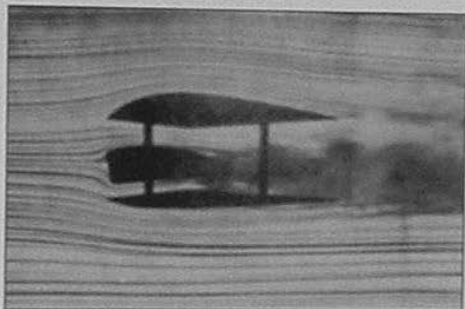
La definizione "ala a turbina" non fu quindi accettata come titolo di un articolo che lo stesso sperimentatore aveva proposto alla rivista "l'Aerotecnica" ed egli dovette, sia pure a malincuore, cambiarlo in quello riduttivo di "elica intubata" (Bibl. 80).

Il primo volo del nuovo biposto in tandem, con ai comandi il collaudatore della Caproni Domenico Antonini e per passeggero lo stesso Stipa, avvenne con pieno successo a Taliedo il 7 ottobre 1932.

Al contrario di quanto era avvenuto per lo sconosciuto velivolo del Mattioni,



*I timoni orizzontale e verticale dello Stipa-Caproni parzialmente immersi nel getto di scarico*



*Prova alla galleria del vento di vari tipi di modelli di motori intubati secondo l'idea di Luigi Stipa*





*Luigi Stipa ed il collaudatore della Caproni Domenico Antonini prima del volo di collaudo dello Stipa-Caproni*

la notizia dell'avvenimento trovò vasta eco presso il pubblico, poiché la propaganda fascista la presentò come indice di modernità del regime e la divulgò attraverso fotografie e cinegiornali che fecero il giro del mondo, destando ovunque sensazione. Il singolare aeroplano, al quale fu assegnata la matricola militare MM187, venne trasferito successivamente presso il Centro Studi ed Esperienze della Regia Aeronautica di Montecelio, l'attuale Guidonia, per il proseguimento dei voli di collaudo.

L'inconsueta sagoma dello Stipa-Caproni, di scarsissima presa sul piano estetico e ritenuta non suscettibile di impieghi militari operativi, non raccolse tuttavia grandi consensi, tanto che, come afferma lo stesso Stipa nei suoi scritti, tra gli stessi piloti collaudatori ci fu chi manifestò apertamente tali perplessità.

Le prove vennero regolarmente effettuate, ma dopo alcuni riusciti voli la macchina subì un incidente non grave, cappottando in fase di decollo e rimanendo danneggiata nella carenatura superiore dei posti di pilotaggio.

Le sue prestazioni reali avevano evidenziato notevoli capacità di decollo ed atterraggio corti, una grandissima stabilità di volo con una velocità minima di stallo molto bassa, pari a 68 km/h, dovuta alla fusoliera tubolare che si comportava come un'ala addizionale di 14 m<sup>2</sup> di superficie.

La velocità massima era invece risultata pari a soli 130 km/h, non superiore a quella degli aerei leggeri del tempo della stessa categoria. Discretamente elevata era invece risultata la quota di tangenza effettiva di 4.150 m, non superata solo per la mancanza dell'inalatore ad ossigeno, il che stava a dimostrare l'esistenza di una riserva di spinta propulsiva anche a quella quota.

In realtà l'enorme superficie delle ali e della panciuta fusoliera, cui si aggiungeva quella di ben 14 tiranti di controventatura, aveva frenato il velivolo in maniera marcata, mentre la spinta del getto prodotto era risultata incapace di fornire migliori prestazioni a causa del basso numero di giri forniti all'elica dal motore.

Limitata era anche risultata l'entità del riscaldamento operato dal calore del motore e dei gas di scarico.

Malgrado i vantaggi della nuova formula a reazione fossero stati quantificati in un accrescimento di spinta pari al 13%, la macchina, per essere un poco più veloce, avrebbe dovuto essere modificata adottando una fusoliera di diametro inferiore ed

ali a sbalzo più piccole e leggere prive di tiranti di controventatura, mentre il motore avrebbe dovuto essere più potente e privo di riduttore per conferire ad un'elica di forma adeguata il massimo numero di giri consentiti.

Lo Stipa-Caproni era perciò riuscito solo a dimostrare l'applicabilità del concetto fisico, ma non era riuscito ad evidenziare un incremento di prestazioni tale da giustificare una così inusuale forma aerodinamica ed architettonica.

Il velivolo fu successivamente demolito.

Stipa aveva nel frattempo tracciato i disegni di massima di velivoli di maggiori dimensioni: tre bimotori siglati rispettivamente "Stipa 201, 202 e 203", quest'ultimo per impieghi militari, ed un trimotore "Stipa 302".

Di alcuni di questi velivoli esistono ancora i modelli lignei da galleria del vento, sorprendenti per le loro forme eleganti ma del tutto inconsuete.

Stipa aveva preventivato per i suoi aeroplani tubiformi un netto aumento di prestazioni, che sarebbe derivato da una diminuzione della resistenza aerodinamica della superficie esterna delle fusoliere, largamente schermata dallo spessore delle ali, oltre che dall'incremento di potenza dei motori.

Tali modifiche avrebbero prodotto un ingrandimento assai meno marcato del diametro delle eliche e quindi dei tubi stessi, accompagnato da un forte aumento del loro numero di giri, ottenuto abolendo i riduttori.

Nei disegni di massima del bombardiere "Stipa 203" veniva evidenziata anche la collocabilità a bordo di un buon carico di bombe e dell'armamento difensivo.

Questi progetti vennero tuttavia accolti con notevole scetticismo.

Stipa era però entrato anche in contatto con gli ambienti aeronautici francesi del tempo, che già a partire dai primi esperimenti si erano andati grandemente interessando ai risultati ottenuti dall'italiano, tanto che avevano cercato di procurarsi i disegni dello Stipa-Caproni attraverso un'azione di spionaggio industriale, che fu però scoperta ed annullata dai servizi militari di controspionaggio italiani.

Le autorità aeronautiche d'oltralpe preferirono allora contattare direttamente il progettista, che venne invitato a Parigi per esporre i risultati dei suoi esperimenti in una conferenza tenutasi il 6 aprile 1933 presso il Cercle d'Etudes Aerotechniques dell'Aero-Club de France, alla presenza d'esponenti dell'Armée de l'Air e dell'industria, oltre che dello stesso ministro dell'aeronautica Pierre Cot.

I successivi contatti con l'ingegnere italiano si concretizzarono in nuovi esperimenti sui modelli di Stipa che vennero effettuati nel 1933-34 presso la galleria del vento di Issy les Moulineaux, con esiti positivi.

Fu quindi stipulato un contratto da quattro milioni di franchi d'allora per la costruzione di un bimotore militare del tipo "Stipa 203", propulso da motori stellari Hispano-Suiza, che sarebbe stato realizzato presso gli stabilimenti aeronautici Ateliers Nord-France des Mureaux.

Questi sviluppi esteri positivi spinsero le autorità italiane a riconsiderare la loro posizione, tanto che a Stipa venne promesso che si sarebbe proceduto alla realizzazione di un suo bimotore anche in Italia. Egli, pertanto, rinunciò a trasferirsi in Francia, dove avrebbe dovuto sovrintendere alla costruzione del suo velivolo.

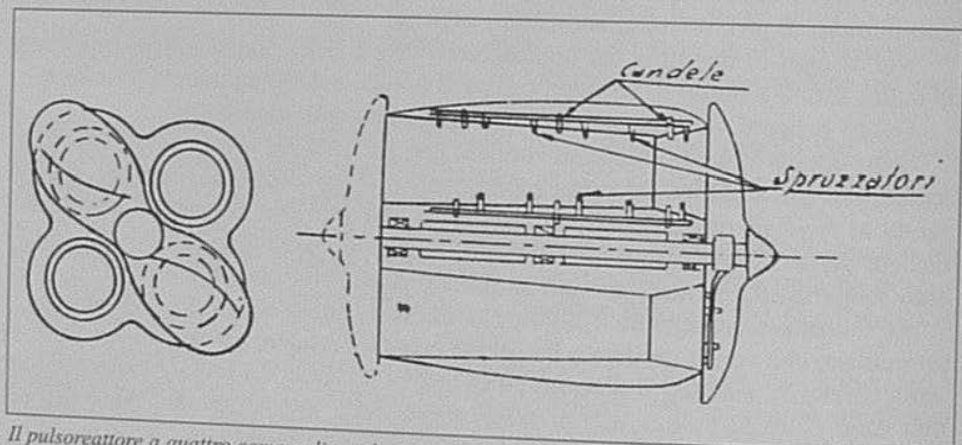
Le vicende successive presero però per l'italiano una piega completamente sfavorevole, poiché mentre in Italia i suoi progetti seguitavano ad incontrare una scarsa considerazione, in Francia, a partire dal 1936, l'industria aeronautica venne nazionalizzata.

Tutta la parte produttiva passò in mani pubbliche, mentre la costruzione dei prototipi sperimentali venne lasciata all'iniziativa dei singoli costruttori privati.

La costruzione del velivolo bimotore presso gli Ateliers des Mureaux non ebbe perciò seguito, malgrado fossero già state completate le ali, poiché i proprietari dell'azienda, confluita nella SNCAN (Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Nord) guidata da Henri Potez, rifiutarono di proseguire un'attività antieconomica legata alla sola sperimentazione dei prototipi.

L'attività tecnico-scientifica di Stipa proseguì ancora per qualche anno con l'ideazione e la progettazione di un pulsoreattore a quattro camere di combustione avente come otturatore frontale le pale di un'elica, che venne brevettato in diversi paesi, Germania compresa.

Stipa non era a conoscenza dei brevetti e dei lavori già svolti a partire dal 1930 in Germania su questo stesso tipo di propulsore, tanto da ritenere che egli stesso ne fosse uno dei primissimi se non il primo realizzatore.



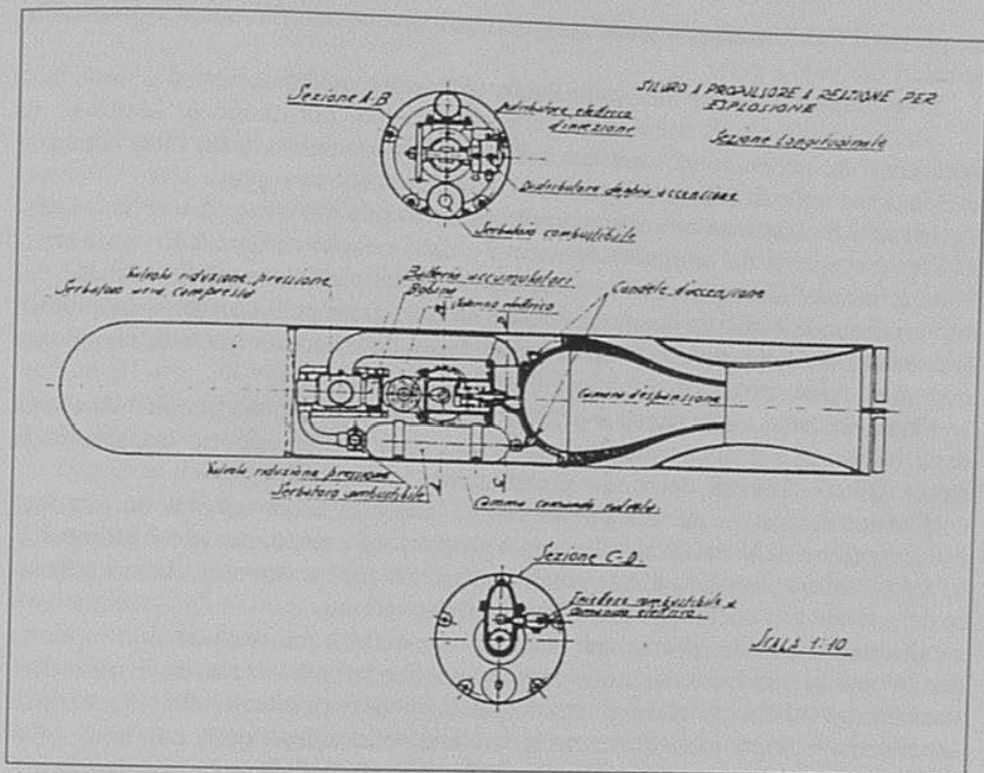
*Il pulsoreattore a quattro camere di combustione con l'elica di otturazione frontale di Luigi Stipa*

Per tale tipo di dispositivo egli prevede anche l'applicazione in campo navale.

Sempre su contratto del Ministero dell'Aeronautica, venne realizzato un modello funzionante in scala ridotta di questo pulsogetto che fu sperimentato a Guidonia nel 1940 con buoni risultati.

Insieme a quello ideato dal Belloni, questo progetto rappresentò un notevole contributo allo studio di tale dispositivo, che però non fu mai costruito in serie e non venne quindi mai impiegato operativamente nel nostro Paese.

Stipa aveva proposto nel 1939 alla Regia Aeronautica anche il progetto di un quadrimotore da bombardamento "Stipa 404", propulso sempre da eliche intubate che avrebbe dovuto essere realizzato dalla SAI Ambrosini, ma che non ebbe seguito.



*Il pulsoreattore marino di Luigi Stipa*

Nel dopoguerra si occupò di costruzioni civili, seguitando tuttavia ad avere un misto di amore e risentimento nei confronti dell'Arma Aerea, che a suo giudizio non aveva saputo valutarne i meriti.

In realtà l'evoluzione tecnico-scientifica aeronautica avrebbe confermato che i tecnici militari non avevano commesso errori di valutazione, poiché il semplice velivolo ad elica intubata prodotto da Stipa era ben lontano da quelli che sarebbero stati gli sviluppi nel settore della propulsione a turbogetto.

La ricostruita Aeronautica Militare italiana non avrebbe tuttavia dimenticato i suoi meriti, sia con una mostra dei suoi lavori originali curata dal generale Giuseppe Pesce, Sottocapo di Stato Maggiore e sovrintendente del Museo Storico di Vigna di Valle, che si tenne a Roma il 12 febbraio 1979, che con la commemorazione ufficiale del cinquantenario del volo dello Stipa-Caproni tenuta ad Ascoli Piceno nel 1982.

Il 23 dicembre del 1985 gli fu conferita inoltre per legge la nomina a generale ispettore del Genio Aeronautico ruolo ingegneri (G.A.r.i.).

Altri riconoscimenti vennero da prestigiosi organismi aeronautici stranieri come la NASA, la Bell Aviation, l'Università di Princeton e da scienziati, come il grande studioso di aerodinamica Theodore von Kármán, che già nel 1943 negli USA, in un seminario di studi sulla propulsione a reazione tenuto per le forze armate america-



ne presso il California Institute of Technology, lo aveva definito uno dei primissimi pionieri del volo a getto.

Luigi Stipa scomparve ad Ascoli Piceno il 9 gennaio 1992.

Anche il velivolo di Stipa, come era già accaduto per quello di Mattioni, fu archiviato dai più come un semplice tentativo di utilizzazione di un'elica intubata, e cioè come nulla di realmente attinente con la propulsione a getto.

In realtà un motore a turbogetto non è costituito solo dalle sue parti rotanti interconnesse costituite dal compressore rotante e dalla relativa turbina, cui vanno sommate le camere di combustione e l'eventuale postbruciatore, ma è fatto anche dal suo involucro contenitore che è esso stesso un organo propulsore avente un preciso andamento delle sue sezioni interne, mediante il quale risulta capace di creare una opportuna spinta in avanti.

Come abbiamo visto, questi aspetti furono attentamente presi in considerazione dagli italiani ed i risultati ottenuti costituirono anch'essi un apporto decisivo sulla strada della costruzione del moderno turbogetto.

Occorre in particolare sottolineare che il lavoro di Stipa costituì un ulteriore influente passo nella via tutta italiana alla propulsione a getto, che avrebbe seguito a commettere il sostanziale errore di fondere insieme la carcassa esterna tubolare del motore con quella dell'intera fusoliera del velivolo.

Questa coincidenza d'involucri metallici contenitori, pur consentendo in teoria una ovvia ed importante riduzione di peso, avrebbe in realtà creato notevoli inconvenienti riguardanti l'intera architettura costruttiva dei velivoli considerati, sui quali sarebbe risultata particolarmente difficile sia la collocazione della cabina di pilotaggio che quella di un eventuale carico utile, finendo in definitiva con l'accrescere gli stessi valori di peso che s'intendevano ridurre.

Anche il rendimento fluidodinamico del motore a getto ne sarebbe stato negativamente condizionato a causa della maggiore lunghezza dei condotti di aspirazione dell'aria e di eiezione dei gas di scarico, rispetto a quelli realizzabili adottando un'unità motrice separata disposta in un involucro apposito di minor volume.



### *III.5: La ricerca di base italiana sulla propulsione a reazione*

#### *Gli studi e le realizzazioni di Gaetano Arturo Crocco*

I rilevanti progressi complessivi dell'aeronautica, che si ebbero in Italia tra la seconda metà degli anni '20 e la prima metà degli anni '30, furono in gran parte dovuti alla salda guida politica di Italo Balbo svolta con continuità nell'arco di sette anni tra il 1926 ed il 1933.

Quelli delle scienze e delle tecnologie aeronautiche in particolare furono ottenuti anche grazie alla elevata incidenza dell'opera di studio e sperimentazione svolta da un numero ristretto di alti ingegni, che dedicarono la loro intera esistenza all'arte del volo, ed ebbero l'affascinante sorte di poterne cogliere la completa evoluzione dai biplani dei fratelli Wright fino all'inizio dell'avventura spaziale degli anni '50 e '60.

È questo il caso dell'ingegner Gaetano Arturo Crocco, figura di assoluta preminenza, fino al secondo dopoguerra, del mondo aeronautico italiano, nel quale ricoprì molteplici incarichi tra i quali quelli di generale del Genio Aeronautico, docente universitario ed accademico d'Italia, ma con chiara preferenza per l'attività d'insegnamento e di divulgazione scientifica.

Il contributo di studi ed esperienze originali dato da G.A. Crocco è ampiamente delineato in circa 170 tra articoli e pubblicazioni riguardanti una grande varietà d'argomenti, dalla stabilità dei dirigibili ai viaggi interplanetari Terra-Marte-Terra, tra i quali non poteva mancare la trattazione sistematica dei problemi relativi alla propulsione in generale e di quelle a getto ed a razzo in particolare.

Gaetano Arturo Crocco deve infatti essere considerato il principale propugnatore italiano di questa nuova forma propulsiva, alla quale dette importanti contributi teorici e d'indirizzo formativo.

In questo specifico settore egli infatti promosse e diresse molti dei lavori compiuti da altri studiosi ed autori italiani che sono citati nel presente testo.

Nato a Napoli il 26 ottobre del 1877, frequentò il biennio di fisica all'Università di Palermo.

Nel 1897 entrò come allievo all'Accademia Militare di Torino passando poi alla Scuola d'Applicazione di Artiglieria e Genio dalla quale uscì con il grado di tenente nel 1900, destinato al Battaglione Specialisti di Roma, che era allora comandato da Maurizio Mario Moris, primo reparto militare organico italiano attivo nel settore aeronautico, avente in dotazione solo cervi volanti e mezzi più leggeri dell'aria, che in quegli anni consistevano nei soli palloni sferici.

Già agli inizi della sua carriera scientifica e militare egli ebbe modo di interessarsi alla propulsione a reazione proponendo al suo diretto superiore, capitano Dal Fabbro, la costruzione di una turbina a gas, che non ebbe però seguito.

Nel 1902 fu infatti inviato in Belgio a frequentare i corsi di ingegneria all'Istituto Montefiore di Liegi dove, secondo del suo corso, divenne ingegnere elettrotecnico.

Tornato in Italia, dopo aver rifiutato offerte di lavoro presso l'industria elettrotecnica britannica, fu incaricato di occuparsi di aerofotogrammetria dal pallone sferico e dal mare, effettuata mediante una macchina fotografica da lui stesso ideata e costruita.

In quegli stessi anni iniziò a studiare anche i problemi di stabilità degli aeroplani impostando la relativa trattazione fisico-matematica che avrebbe completato con altri studi successivi del 1937, 1940 e 1943.

Costruì anche una prima galleria del vento alimentata dal flusso d'aria proveniente da un gasometro che impiegava 3 giorni a riempirsi fornendo poi un flusso utile d'aria della durata di soli tre minuti.

Iniziò quindi ad occuparsi di propulsione studiando i problemi attinenti alle eliche, ideando e costruendo, insieme al capitano Ricaldoni, due idroscivolanti provvisti di alette idroplane immerse che vennero provati a lungo sul lago di Bracciano.

I due veloci natanti erano direttamente mossi dalle stesse eliche in prova che erano già a quel tempo di tipo metallico ed a pale orientabili.

Si dedicò quindi allo studio della stabilità dei dirigibili progettando e costruendo il N° 1, primo dirigibile militare italiano che sorvolò Roma per la prima volta il 31 ottobre 1908 e fu il capostipite di una serie complessiva di 30 aeronavi militari.

Per la loro costruzione Crocco e Ricaldoni avrebbero ideato, a partire dal dirigibile 1 bis, il trave di chiglia di rinforzo strutturale snodato che venne montato su tutti i restanti dirigibili semirigidi italiani.

Nel 1911 pubblicò una sua teoria delle eliche i cui risultati vennero verificati con un particolare dispositivo detto "esploratore rotante" da lui stesso ideato e costruito.

Nel 1912 costruì una seconda galleria aerodinamica e due anni dopo una terza a doppio ritorno, capace di raggiungere velocità, rilevanti per quei tempi, dell'ordine di 200 km/h, che rimase in funzione fino al 1935.

Sempre nel 1914 fondò a Roma l'Istituto Centrale Aeronautico destinato alla ricerca ed all'insegnamento.

Durante la prima guerra mondiale progettò il dirigibile G (Grande) di tipo rigido da 40.000 m<sup>3</sup> che non fu costruito, ma i cui disegni esecutivi furono forniti alla Gran Bretagna.

Nel 1920 lasciò per 2 anni l'Istituto Centrale Aeronautico per progettare con



*Gaetano A. Crocco nel 1910*

Usuelli un dirigibile da 120.000 m<sup>3</sup>, che però non ebbe seguito a causa della morte di quest'ultimo.

Assunse nel 1926 l'incarico d'insegnamento di teoria e costruzione dei dirigibili all'Università di Roma diventando ordinario per meriti eccezionali l'anno successivo.

In quello stesso anno Crocco commentò e precisò alcuni calcoli analitici che l'ing. Giovanni Pegna, suo ex-allievo, aveva presentato in un articolo apparso nel mese di gennaio sulla "Rivista Aeronautica" (Bibl. 62), nel quale l'autore proponeva l'uso di proiettili razzo di grosso calibro lanciati da aerei in volo mediante un cannone tipo Davis aperto alle due estremità.

L'effetto di rinculo producentesi all'atto dello sparo sarebbe stato annullato non con il lancio all'indietro di sacchetti contenenti pallini di piombo, come avveniva nel suddetto cannone, ma grazie ai gas espulsi dai razzi stessi all'atto del lancio.

Tale ipotesi era suffragata da una completa trattazione matematica relativa al funzionamento del dispositivo e dei relativi razzi sul piano fisico-chimico.

Questo articolo segnò in Italia l'inizio, per l'epoca contemporanea, dell'interessamento teorico e pratico per l'impiego di proiettili con propulsione a razzo.

Sempre nel 1926, quando la velocità di un idrocorsa della coppa Schneider raggiungeva i 400 km/h e quella di un caccia operativo superava di poco i 200 Km/h con una tangenza pratica di circa 5.000 m, in due memorabili lavori intitolati: *Possibilità di Superaviazione* e *La velocità degli aerei e la superaviazione* (Bibl. 28), Crocco ipotizzò la navigazione aerea stratosferica a velocità acustiche.

Essendo ben noti i limiti di funzionamento di un comune motore alternativo alle altissime quote egli individuò nel motore a reazione il tipo più adatto che fosse capace d'assicurare le necessarie prestazioni di potenza propulsiva.

Questa profetica intuizione, solo oggi apparentemente scontata, fu accolta con notevole scetticismo negli ambienti aeronautici internazionali del tempo, tanto che il noto esperto di propulsione aeronautica inglese Ricardo ebbe ad esternare tutte le sue perplessità circa le affermazioni dell'italiano che considerava perlomeno azzardate.

Nel successivo 1927 Crocco studiò e progettò con i tecnici della Bombrini-Parodi-Delfino (BPD) di Colleferro i primi razzi a propellente solido costruiti nel Novecento in Italia, sperimentandoli con successo con numerosi lanci effettuati a Segni nel poligono della stessa ditta (§ IV.4).

Nel 1928 divenne tenente generale del Genio Aeronautico con l'incarico di direttore generale delle Costruzioni e degli Approvvigionamenti del Ministero dell'Aeronautica.

L'anno successivo passò alla cattedra di aerotecnica generale della scuola d'ingegneria aeronautica dell'Università di Roma.

Nella nuova veste di alto dirigente del Ministero dell'Aeronautica stimolò notevolmente tutto il complesso di attività di studio riguardanti i nuovi aspetti tecnico-scientifici dell'aviazione, approvando, ad esempio, nel 1931, la proposta di costruzione dello Stipa-Caproni (§ III.4).

Sempre nel 1931, in una relazione svolta presso l'Accademia dei Lincei a Roma, tornò sui concetti di superaviazione ed iperaviazione, secondo una terminologia da

lui stesso conia, relativi al volo ad altissima velocità svolto rispettivamente a quota stratosferica ed a bassa quota, per i quali ribadì la necessità di ricorrere alle nuove forme propulsive a reazione che riteneva particolarmente adatte all'impiego alle quote più elevate.

In quello stesso anno presentò l'analisi teorica completa del tubo autoreattore di Lorin, che era già stata parzialmente sviluppata dal russo Steckin, dando a tale dispositivo propulsore il nome di corpo aerotermodinamico a resistenza negativa (§ II.2).

Per questo dispositivo analizzò anche il concetto di gettosostentazione, già introdotto dal Lorin.

Nel 1935 Crocco organizzò a Roma per l'Accademia d'Italia il V Convegno Volta, avente come tema: "Le alte velocità in aviazione", totalmente dedicato ai problemi dello sviluppo futuro del volo umano verso velocità sempre più elevate.

Già allora si cominciava ad intravedere la possibilità di raggiungere e superare la velocità del suono nell'atmosfera, limite considerato difficilmente superabile a causa dei fenomeni di caduta di portanza e di forte aumento di resistenza che si sarebbero prodotti.

Il congresso, presieduto dallo stesso Crocco, rappresentò un vero e proprio suggello della posizione di assoluta preminenza che era stata allora raggiunta dall'aeronautica italiana a livello mondiale, sia nel campo degli studi teorici che in quello della pratica costruttiva.

Parteciparono i maggiori esperti teorici di aerodinamica del tempo, sia italiani, come i professori Panetti e Pistolesi, che stranieri, come Ackeret, Busemann, Prandtl e Von Kármán, oltre a quelli che si occupavano di propulsione, come Castagna ed Anastasi per l'Italia, Ricardo per la Gran Bretagna, Roy per la Francia, Ryinin, che inviò una sua memoria, per l'Unione Sovietica.

Intervennero anche i piloti ed i progettisti dei velivoli veloci e dei motori che venivano allora impiegati nella Coppa Schneider, come Bona, Bernasconi, Castoldi, Wimperis e diversi altri che rappresentavano in quegli anni la punta di diamante dell'aeronautica mondiale.

Ackeret e Busemann in particolare divulgarono per la prima volta i risultati dei loro studi relativi al volo a velocità supersoniche e quelli sulle ali a forte freccia.

Il tema specifico della propulsione a getto fu esaminato dal prof. M. Roy dell'Università di Parigi, mentre quello della propulsione a razzo dal russo Nicolai Ryinin.

Il Convegno Volta fu anche un successo personale di G.A. Crocco, la cui lunga e preminente attività di studio in campo aeronautico, ben nota a livello internazionale, fu riconosciuta dal britannico H.E. Wimperis a chiusura dei lavori.

In quegli stessi anni G.A. Crocco promosse gli studi sui razzi a propellente liquido, progettando e sperimentando al banco con successo un suo primo prototipo statico di camera di combustione per endoreattori, promuovendo inoltre, insieme a suo figlio Luigi ed al prof. Corelli, lo studio dei monopropergoli (§ IV.4).

Altri importanti studi sul problema della propulsione a reazione sarebbero stati compiuti nel successivo secondo dopoguerra.



Nel giugno 1951 avrebbe fondato l'Associazione Italiana Razzi (AIR) dando un forte contributo teorico e d'indirizzo ai primi studi italiani in campo spaziale, fornendo ad esempio una descrizione scientifica dettagliata e completa di un viaggio interplanetario Terra-Marte-Terra ancora largamente attuale.

Gaetano Arturo Crocco scomparve a Roma il 19 gennaio 1968.

Anche Luigi Crocco, figlio di Gaetano Arturo, nato a Palermo nel 1909, avrebbe seguito le orme paterne lavorando nel campo della propulsione a reazione sia durante la guerra che nell'immediato dopoguerra, mettendo a punto la teoria del turboreattore a doppio flusso.

Successivamente si recò negli Stati Uniti dove fu docente all'Università di Princeton arrivando ad essere uno dei consulenti del progetto Apollo che avrebbe portato l'uomo sulla Luna.

Tra le due guerre mondiali altri importanti studi teorici e di laboratorio di carattere fluidodinamico e termodinamico relativi alla propulsione a reazione furono fatti da docenti universitari italiani di grande livello, tra i quali vanno annoverati Antonio Capetti, Arnaldo Castagna, Enrico Pistolesi, Modesto Panetti ed altri.



*Gaetano A. Crocco, alla fine degli anni '50, mentre mostra al giornalista Cesare Falessi un modellino di missile spaziale concettualmente simile all'attuale Space Shuttle*





## LA PROPULSIONE A RAZZO TRA LE DUE GUERRE MONDIALI

Il processo di messa a punto dell'attuale tecnologia dei razzi spaziali e dei missili balistici, iniziato a partire dalla fine degli anni '20, fu un fenomeno di tipo epocale piuttosto diffuso, assai simile a quello relativo al primo aeroplano a motore svoltosi un trentennio prima e maturato grazie ai molteplici apporti di parecchi sperimentatori operanti in Paesi diversi ed in maniera separata tra loro.

I nuovi studi ed esperimenti su questi sistemi furono inizialmente portati avanti con finalità di carattere strettamente scientifico, in vista della possibilità di realizzare i viaggi spaziali preconizzati già a metà dell'800 da Jules Verne (1828-1905).

Il prolifico autore francese aveva parlato di questo argomento nella serie di romanzi di fantascienza *Voyages extraordinaires à travers les mondes connus et inconnus*, il più attinente dei quali è quello intitolato *Dalla Terra alla Luna*, nel quale non si parla però di un razzo bensì di un grosso proiettile sparato da un gigantesco cannone, la cui fortissima accelerazione iniziale, necessaria per arrivare sul satellite terrestre, sarebbe risultata nella realtà fisiologicamente insopportabile per un equipaggio umano.

A questi racconti seguirono quelli altrettanto noti scritti dall'inglese Herbert George Wells (1866-1946) a partire dagli ultimi anni dello stesso XIX secolo.

Solo un razzo ad accelerazione progressiva avrebbe potuto consentire all'uomo di vincere l'attrazione terrestre.

Per raggiungere la necessaria velocità di fuga non si sarebbero potuti impiegare i razzi a polvere nera, costituita da un impasto di polveri di salnitro, carbone e zolfo fortemente pressato, che si era rivelata, dai tempi più antichi fino alla prima guerra mondiale, come uno dei propellenti solidi di più facile produzione e realizzazione.

Gli studi teorici e la ricerca sperimentale s'indirizzarono quindi verso l'utilizzazione di nuovi propellenti solidi o liquidi, capaci di generare gas animati da velocità di scarico nettamente superiori a quelle fornibili dalle tradizionali polveri piriche.

Se come criterio di confronto per la misura dell'efficacia dei diversi propellenti si assume infatti l'impulso specifico misurato in secondi, ovvero la spinta fornita dall'unità di massa di propellente usato, si vede che per la polvere nera tale grandezza è assai limitata e pari a poche decine di secondi, mentre cresce sensibilmente per i propellenti solidi più recenti.

Vennero allora provate diverse altre sostanze, costituite generalmente da materiali esplosivi allo stato solido già usati in campo militare, come ad esempio la cor-

dite, adottando per essi svariate composizioni granulometriche e formature che si rivelarono di buona efficacia.

Questi propellenti solidi erano tuttavia incapaci di fornire impulsi specifici confrontabili con quelli risultanti dalla combustione di propelegoli liquidi, che possono raggiungere un massimo di alcune centinaia di secondi per la miscela di idrogeno ed ossigeno liquidi.

Anche la propulsione basata su grani di propellente solido fu quindi presto accantonata per l'ipotizzato impiego spaziale, mentre sarebbe stata mantenuta per i proiettili-razzo impiegati nel settore militare, che avrebbero conosciuto un nuovo notevolissimo sviluppo poco più di un decennio dopo, quando vennero largamente usati in combattimento da sovietici, tedeschi, inglesi ed americani nel corso della seconda guerra mondiale.

L'attenzione degli sperimentatori civili interessati al settore dell'esplorazione dello spazio extraterrestre si spostò invece su alcuni combustibili liquidi facilmente reperibili, come ad esempio benzina o alcool, e su sostanze ossidanti, capaci di farli bruciare, come l'ossigeno sia liquido che gassoso compresso, la cui tecnica d'impiego venne inizialmente provata e messa a punto negli anni '20 e '30 sia negli Stati Uniti che in Germania, Unione Sovietica ed Italia.

Negli anni immediatamente successivi i progressi furono decisivi anche per quest'ultimo tipo di propulsione, che conobbe una evoluzione rapidissima nella Germania nazista, quando ne venne compresa l'elevata importanza anche per il raggiungimento di più immediate finalità di tipo militare.

L'uso dei propellenti liquidi, che richiede impianti ausiliari esterni al razzo di stoccaggio e caricamento e dispositivi interni ad esso nettamente più complessi di quelli dei razzi a propellenti solidi, giunse infatti ad uno stadio di avanzata maturazione durante la seconda guerra mondiale, quando venne realizzato il primo grande missile balistico germanico "A-4" (Aggregat-4) noto anche come "V-2" (Vertungstaffeln-2, arma della vendetta-2).

Dopo aver superato molte difficoltà costruttive ed effettuato numerosi lanci di prova completamente falliti, tale ordigno fu messo definitivamente a punto nel 1942, sotto la direzione di Werner von Braun (§III.3), utilizzando processi fisico-chimici e ritrovati tecnologici che sono ancora oggi tutt'altro che arretrati rispetto a quelli attualmente in uso. La tecnologia attuale deriva infatti largamente da quella allora realizzata.

Solo a partire dalla seconda metà degli anni '50 i nuovi grandi missili, prodotti da Stati Uniti ed Unione Sovietica come vettori balistici intercontinentali di ordigni nucleari, sarebbero tornati anche all'impiego spaziale con il lancio dei primi satelliti artificiali e delle prime sonde interplanetarie.

In realtà questa rapida evoluzione poté concretizzarsi solo grazie all'uso iniziale delle conoscenze tecnologiche maturate in Germania durante la seconda guerra mondiale ed al diretto apporto iniziale di numerosi specialisti tedeschi che operarono sia negli Stati Uniti che in Unione Sovietica, oltre che all'immediato uso sperimentale di alcune centinaia di missili "V-2" di preda bellica.

#### *IV.1: I primi esperimenti negli Stati Uniti*

Dopo i precursori teorici come Tsiolkovski ed Esnault Peltier, che avevano gettato le prime basi scientifico-matematiche della tecnica di costruzione ed impiego dei razzi, il primo serio studioso, realizzatore e sperimentatore di questo tipo di ordigni, fu il fisico statunitense Goddard.

#### *Robert Hutchings Goddard*

Nato a Worchester nel Massachusetts il 5 ottobre 1882, iniziò a studiare l'impiego militare dei razzi a polvere nel corso della prima guerra mondiale per cercare di mettere a punto una moderna arma da lancio individuale, antesignana del bazooka, che sarebbe stata introdotta dagli americani solo durante la seconda guerra mondiale; riuscendo ad effettuare i primi esperimenti positivi a partire dal 10 novembre 1918, quando la guerra era ormai terminata.

Nel 1919 decise di passare allo studio dell'impiego dei più efficaci combustibili liquidi che, ignorando i lavori già svolti da Tsiolkovski, ritenne meglio utilizzabili rispetto a quelli solidi grazie alla possibilità di regolarne la portata d'afflusso in camera di combustione attraverso pompe, valvole e condotti di alimentazione.

Goddard indirizzò ben presto i suoi lavori verso la miscelazione controllata e la combustione di benzina ed ossigeno liquido, che scelse per la loro reperibilità e praticità d'uso.

Il 16 marzo 1926, ad Auburn nel Massachusetts, lanciò il suo primo razzo utilizzando questo tipo di propergoli.

In campo missilistico questa data è paragonabile a tutti gli effetti a quella del 17 dicembre 1903, relativa al primo volo dell'aeroplano a motore dei fratelli Wright.

Il razzo, lungo 3 m, aveva la camera di combustione posta anteriormente al corpo fusiforme contenente i serbatoi di propellente, per ottenere un assetto di spinta di maggiore stabilità lungo la traiettoria prevista.

L'ordigno salì verticalmente ad una discreta altezza ricadendo poi al suolo a 56 m di distanza dal punto di lancio.

Come i Wright, Goddard sarebbe stato sempre estremamente riservato sui suoi lavori, di cui sono sufficientemente noti i soli brevetti, tanto che comunicò i dati di quel suo primo riuscito esperimento alla sola Smithsonian Institution, che per prima



*Robert H. Goddard*

gli aveva elargito i fondi necessari nel 1917 e lo avrebbe finanziato fino al 1929.

L'avvenimento sarebbe stato infatti divulgato solo 10 anni dopo, anche se il celebre trasvolatore dell'Atlantico Charles Lindbergh ne venne quasi subito a conoscenza, tanto da stimolare il miliardario Daniel Guggenheim a contribuire al finanziamento dei lavori di Goddard, tra il 1929 ed il 1941, con 15.000 dollari l'anno.

Nel 1929 riuscì a lanciare un razzo di dimensioni ragguardevoli, capace di trasportare strumenti barometrici per il rilievo delle pressioni ad alta quota ed una macchina fotografica, tanto che i risultati ottenuti cominciarono ad interessare anche l'esercito degli Stati Uniti. Goddard poté perciò proseguire i suoi lanci usando laboratori e poligoni militari, dapprima a Fort Devens nel Massachusetts ed in seguito, a partire dal 1930, nel ranch Mescalero a Rosewell nel Nuovo Messico, lontano da qualsiasi occhio indiscreto, dove costruì e sperimentò quasi tutti i dispositivi necessari per il lancio ed il controllo dei missili, come i motori con le loro camere di combustione ed i relativi ugelli di scarico, le pompe di alimentazione, i sistemi di stabilizzazione giroscopica del razzo lungo la traiettoria prevista e molto altro ancora.

Nel 1933 dovette tornare al suo incarico d'insegnante nell'Università Clark per mancanza di fondi, ma nel 1935 i suoi finanziatori gli rimisero a disposizione somme adeguate ed i suoi nuovi razzi, che erano lunghi dai 3 ai 4,5 m, pesanti dai 30 ai 40 kg e stabilizzati mediante sistemi giroscopici, raggiunsero una velocità di 1.100 km/h e 2.500 m di quota dopo essere stati lanciati da una torre alta 18 m.

In seguito alcuni autori, come lo scienziato russo Leonid Sedov, affermarono che, a partire da questo anno, mentre i nazisti andavano completando la loro scalata al potere, Goddard entrò in corrispondenza con un altro importante scienziato, il tedesco di origine rumena Hermann Oberth (§ IV.3), fornendogli informazioni essenziali e dati sui progressi da lui ottenuti, anche se, come affermano altre fonti di origine statunitense, questo tipo assai stretto di collaborazione non è stato mai ufficialmente provato.

Lo scienziato scomparve il 10 agosto 1946.

Nel corso della seconda guerra mondiale gli Stati Uniti non fecero un uso pratico significativo delle tecnologie missilistiche che Goddard aveva saputo portare ad un alto stadio di sviluppo, mentre nel successivo dopoguerra avrebbero utilizzato largamente le tecnologie sviluppate in Germania dagli scienziati tedeschi guidati da Werner von Braun, fatti appositamente emigrare in America.

#### *IV.2: Primi esperimenti e ricerche in Unione Sovietica*

Al contrario di quanto viene normalmente ritenuto, l'Unione Sovietica fu particolarmente avanzata nello studio della propulsione a razzo già a partire dagli anni '20, precedendo la Germania in alcuni settori fondamentali come quello della messa a punto dei nuovi endoreattori a propellenti liquido-gassosi ed anche in quello militare relativo ai proiettili-razzo d'artiglieria ed aviolanciati a propellente solido.



Gli studi di Tsiolkhovski dettero infatti luogo, nel 1924, alla formazione dei primi due istituti di stato dedicati a tale settore: il TsBIRP, Ufficio Centrale per lo Studio dei Problemi dei Razzi, e lo OIMS, Società per lo Studio dei Viaggi Interplanetari dell'Unione, che nel 1927 organizzarono le prime mostre divulgative sui viaggi spaziali.

Venne in tal modo a formarsi una seconda generazione di addetti e scienziati relativamente numerosa comprendente diversi esponenti di spicco, che durante il successivo periodo staliniano vennero fatti confluire in due distinte organizzazioni principali: la prima, denominata Len-GIRD (Gruppo Isutchenya Reaktivno Dvishenya, Gruppo di Studio del Moto a Reazione), venne fondata a Leningrado nel 1929 da Nikolai Alexsevitch Ryinin e da Jakov Isidorovitch Perelman.

La seconda, siglata Mos-GIRD, venne invece creata a Mosca nell'aprile 1932 da I.P. Fortikov con la collaborazione di Fridrikh Arturovitch Tsander.

Ryinin in particolare approfondì gli studi teorici e scrisse anche una monumentale enciclopedia divulgativa intitolata *Mezhaplanetnye soobshcheniya* (Comunicazioni interplanetarie) in nove volumi, comprendente tutto l'insieme di conoscenze scientifiche allora possedute sui razzi e l'analisi delle principali opere letterarie relative all'esplorazione spaziale.

Il più importante degli studiosi e sperimentatori sovietici di propulsori a razzo fu lo stesso F.A. Tsander, che mise a punto nel 1929, mediante prove statiche, lo OR-1 (Opitnaya Raketa, motore a razzo) utilizzando gasolio ed aria compressa e nel successivo 1933 lo OR-2, nel quale vennero invece usati gasolio ed ossigeno liquido.

Lo scienziato scomparve però nell'anno seguente.



Lanciarazzi "Katiusha" RS-82

Altri importanti sperimentatori furono Valentin Petrovich Glushko e Sergei P. Korolev che nel dopoguerra avrebbe costruito le navicelle spaziali sovietiche.

Nel corso della seconda guerra mondiale i sovietici usarono interi reggimenti d'artiglieria basati su lanciarazzi del tipo "Katiuscia", facendo anche un larghissimo uso di razzi anticarro aria-terra lanciati dai loro velivoli d'assalto fortemente corazzati, come il celebre Ilyushin Il-2 "Shturmovik".

I lanciarazzi "Katiuscia" furono usati per la prima volta dai reparti militari della polizia segreta NKVD il 15 luglio 1941, poco tempo dopo l'inizio dell'invasione germanica, quando le truppe naziste erano giunte a poche decine di chilometri da Smolensk sulla via di Mosca, con effetti materiali e psicologici devastanti per le truppe avversarie.

I razzi erano stati realizzati e sperimentati nei laboratori di Leningrado sotto la direzione di Andrei Kostilov nel più assoluto segreto.

Erano inizialmente di due tipi, il primo dei quali fu lo RS-82, avente un calibro di 82 mm, lungo 60 cm e pesante 8 kg, che veniva lanciato da un sistema di rotaie di lancio multiple, regolabili sia in alzo che brandeggio, installate su autocarri, in 36 esemplari per salva con una gittata di 5.500 m.

A questo venne affiancato lo RS-132 da 132 mm, lungo 142 cm e pesante 42,5 kg, che veniva lanciato dal complesso M-13 in 8 esemplari per salva, con gittata 8.500 m.

In seguito apparvero altri razzi più pesanti da 300 e 310 mm che vennero impiegati da vere e proprie divisioni di artiglieria lanciarazzi, ciascuna delle quali era capace di lanciare sull'avversario 350 t di ordigni esplosivi nello spazio di poche ore.

#### *IV.3: I primi esperimenti e ricerche in Germania*

##### *Hermann Oberth*

Le più importanti realizzazioni nel campo degli endoreattori a propellenti liquidi di grandi dimensioni e forti spinte non furono però appannaggio degli Stati Uniti o dell'Unione Sovietica, ma furono invece effettuate in Germania nel corso della stessa guerra.

Le basi teoriche e sperimentali di questa attività furono stabilite da Hermann Oberth.

Nato a Hermannstadt in Transilvania il 25 giugno 1894, e quindi di origine rumena, fu notevolmente influenzato dagli studi di Tsiolkhovski, grazie anche alla collaborazione con il già citato allievo di questi, A.B. Scherchevski.

Nel suo libro *Die Rakete zu den Planetenräumen* del 1913, Oberth propose la realizzazione di un razzo ad accelerazione progressiva basato sull'impiego di alcool o idrogeno liquido come carburante ed ossigeno liquido come comburente, contenuti in serbatoi ripartiti su tre stadi separati, ciascuno dei quali sarebbe stato abbandonato subito dopo il suo esaurimento.



*Il prof. Hermann Oberth mentre lavora al motore razzo per il film "La ragazza sulla Luna"*



*Il prof. H. Oberth venne in Italia nel 1950 per lavorare ad un siluro con propulsione a razzo per la Marina Militare italiana*

Con questo sistema a stadi multipli e separabili egli aveva calcolato di poter raggiungere accelerazioni elevatissime, arrivando a velocità dell'ordine degli 11 km al secondo dopo una combustione di 8 min.

Le idee originali di Oberth incontrarono il favore dei suoi contemporanei, tanto che egli fu il primo a vincere il premio in danaro messo in palio da Esnault Peltier e da André Louis Hirsch (§ II.4).

In Germania ed in altri paesi sulla scia dello scienziato operarono numerosi altri sperimentatori, come Purgel, Geyer e Lademann, il quale effettuò esperimenti di propulsione al banco statico usando gli stessi propellenti liquidi.

Gli studi di Oberth accesero anche la fantasia di personaggi estranei al settore tecnico-scientifico, tra i quali il noto regista Fritz Lang, autore di film di argomento futuribile come il celebre *Metropolis*, che s'avvalse direttamente della consulenza dello scienziato per la realizzazione di un suo film di fantascienza intitolato *La ragazza sulla Luna*, elargendogli cospicui finanziamenti.

Nel 1928 Oberth fornì quindi informazioni dettagliate per la parte tecnico-scientifica della sceneggiatura di questo film, provvedendo anche alla realizzazione concreta di un ordigno da lanciare come richiamo pubblicitario all'atto dell'uscita della pellicola nelle sale cinematografiche.

Oberth realizzò a questo scopo un primo prototipo funzionante di camera di combustione, mentre non ebbe la possibilità di costruire un razzo completo e lanciabile.

Lang smise allora di finanziarlo, tanto che lo scienziato dovette rinunciare all'attività sperimentale dandosi all'insegnamento.

Nel 1929 pubblicò un secondo importante trattato intitolato *Wege zum raumschiffart*, mentre a partire dal 1930, su richiesta del governo tedesco, ricominciò ad effettuare i suoi esperimenti.

Il primo razzo germanico a combustibili liquidi fu però costruito e sperimentato da Johannes Winkler che, il 14 marzo 1931 a Dessau, ne lanciò un esemplare da lui stesso fabbricato.

Era stato preceduto solo da Goddard, ma non ne era a conoscenza.

Nel corso della guerra Oberth fu chiamato da Von Braun a fornire la sua consulenza per la costruzione dei razzi "A-4" ("V-2") realizzati a Peenemünde.

Dopo la guerra venne in Italia e subito dopo si trasferì anch'egli negli Stati Uniti, restando attivo nel settore dei razzi e missili.

Scompare nel 1989.

### *Max Valier e Fritz von Opel*

Astronomo e pilota collaudatore di origine austriaca, Max Valier aveva cominciato a studiare intorno al 1924 la possibilità di usare i razzi come propulsori aeronautici scrivendo un libro in proposito (Bibl. 85), che ebbe successo ed interessò grandemente l'industriale Fritz von Opel, che era alla ricerca di mezzi pubblicitari spettacolari atti ad incentivare la vendita delle sue automobili.

Con l'aiuto dell'esperto di razzi a polvere Wilhelm Sander, i due iniziarono una serie di prove applicando 6 razzi ad una automobile da corsa, alleggerita del relativo motore a scoppio, che denominarono Opel Rak I, la quale, dopo molti tentativi, raggiunse la velocità di 110 km/h, il 12 aprile 1928.

Il fatto destò sensazione con un grande ritorno pubblicitario, tanto che Opel mise subito mano ad una Opel Rak II propulsa da una batteria di ben 24 razzi, che venivano accesi in progressione, con la quale, il 23 maggio 1928 a Berlino, raggiunse una velocità di quasi 200 km/h.



*L'automobile a razzo Opel Rak I con il suo pilota Kurt C. Volkhart*

Anche in questo caso la notizia dell'avvenimento fece il giro del mondo ed Opel costruì nuove versioni della sua automobile siglate Opel Rak III e IV, che però, alla velocità di 180 km/h, esplosero senza che vi fossero conseguenze letali per gli uomini essendo prive di pilota e con a bordo dei gatti.

Le autorità proibirono infine il collaudo della successiva Opel Rak V.

Nel frattempo Valier si era andato autonomamente interessando alla possibilità di applicare la propulsione a razzo ai velivoli.

Il primo volo di una macchina più pesante dell'aria assistito da razzi avvenne infatti in quello stesso periodo e precisamente l'11 giugno 1928 ad opera di Frederick Stamer, che utilizzò un aliante denominato "Ente", realizzato da Alexander Lippisch, sul quale erano stati applicati due razzi Sander a polvere capaci di fornire una spinta di 20 kg ciascuno per la durata di 30 sec.

Contemporaneamente la Junkers cercava di applicare i razzi ai suoi velivoli per poterne permettere il decollo da piste corte o in condizioni di sovraccarico, utilizzando un velivolo Ju.33.

La cosa incontrò l'interesse anche di Von Opel che tornò a collaborare con Max Valier modificando un aliante ed installando su di esso 16 razzi Sander capaci di erogare 360 kg di spinta complessiva.

L'aereo razzo venne sperimentato il 30 settembre 1928 sull'aerodromo di Rebstock vicino a Francoforte sul Meno, utilizzando un carrello di lancio corrente su rotaie che era in grado di farlo decollare con i suoi soli mezzi propulsivi.

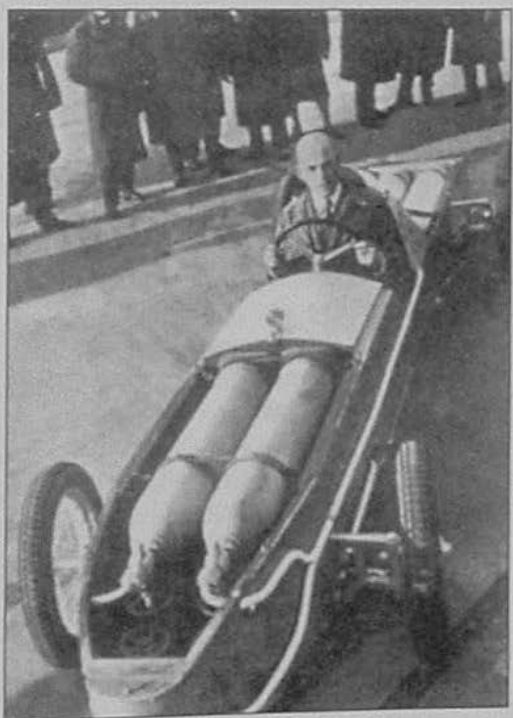
Furono effettuati 3 tentativi, l'ultimo dei quali fu coronato da successo.

Ai comandi dell'aliante sedeva lo stesso Fritz von Opel che uscì dalla prova con i capelli mezzo bruciati.

La notizia fece il giro del mondo e Von Opel annunciò pubblicamente di aver messo a punto un ottimistico pro-



*L'aereo razzo Opel*



*Max Valier con la sua auto con propulsione a razzo a propellenti liquidi*



gramma in cinque tappe che avrebbe permesso di compiere, in breve tempo, anche viaggi interplanetari.

A partire da quello stesso anno Max Valier rivolse i suoi interessi verso i razzi a propellenti liquidi per cercare di ottenere una migliore controllabilità del processo di combustione.

Costruì quindi un motore razzo utilizzando benzina ed ossigeno liquido che sperimentò con scarso successo nell'aprile del 1930, dopo averlo montato su una autovettura denominata Rak 7.

Per ottenere una spinta maggiore Valier modificò il suo dispositivo a razzo, ma, nel corso di una prova di verifica condotta da solo, la sera del 17 maggio 1930, questo esplose investendo con le sue schegge metalliche il coraggioso pilota che, privo di soccorsi, morì dissanguato.

### *Il Verein für Raumschiffart (VfR)*

Le attività sperimentali di Oberth, Valier e Von Opel resero popolarissime la nuova tecnologia dei razzi e la connessa prospettiva dei viaggi interplanetari, tanto che in molti Paesi cominciarono a sorgere delle vere e proprie associazioni d'appassionati aventi lo scopo di far progredire la nuova tecnica il più rapidamente possibile.

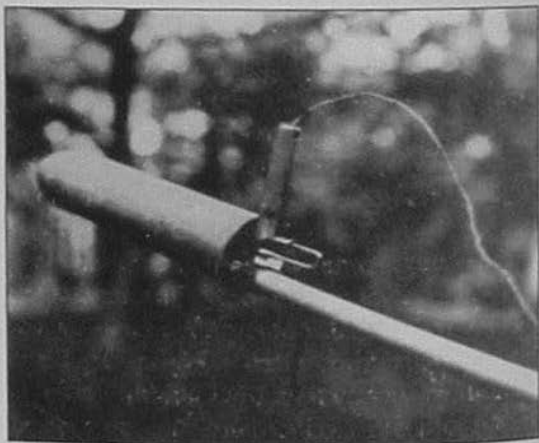
La prima e più famosa di tali organizzazioni venne fondata nel giugno del 1927 a Breslavia da Max Valier, Hermann Oberth, Klaus Reidel, Rudolf Nebel, Willy Ley, Von Braun ed altri, prendendo il nome di Verein für Raumschiffart (Associazione per l'Astronautica).

Il numero degli aderenti d'ogni nazionalità salì presto ad oltre cinquecento, comprendendo anche soci esteri come Esnault Peltier per la Francia, Robert H. Goddard per gli Stati Uniti e Nicolai Ryinin per l'Unione Sovietica.

Il gruppo pubblicò anche un periodico, "Die Rakete", sul quale furono dibattute molte idee nuove ed avanzate diverse interessanti proposte realizzative.

Con i nuovi fondi messi a disposizione dai soci anche Oberth riprese i suoi esperimenti, ai quali presero parte molti giovani studiosi, come Werner von Braun, alcuni dei quali avrebbero contribuito a formare in seguito l'ossatura della scienza missilistica tedesca durante la seconda guerra mondiale.

Gli esperimenti di lancio si svolgevano nella Raketenflughplatz, un ex deposito militare di munizioni situato a Reinickendorf alla periferia



*Razzo Mirak 2.*

di Berlino, che venne appositamente acquistato, mentre i primi razzi sperimentati usati come propellenti gasolina ed ossigeno liquido vennero denominati "Mirak" (Minimum Rakete) per le loro piccole dimensioni.

Il gruppo eseguì poi numerose prove con diversi altri tipi di razzi, assumendo però sempre più connotazioni e finalità di tipo paramilitare, rese manifeste dal continuo addestramento al montaggio e smontaggio rapido delle rampe di lancio, che dettero luogo a forti dissidi di carattere etico e politico tra gli aderenti, il cui numero cominciò ad assottigliarsi sempre più fino al definitivo scioglimento dell'organizzazione avvenuto nell'inverno 1933-1934, subito dopo l'avvento di Hitler al potere.

Il gruppo aveva effettuato un totale di duecentosessanta esperimenti statici ed ottantasette lanci reali.

### *Werner von Braun a Peenemünde*

Il fattivo interessamento dell'esercito tedesco per i razzi si era nel frattempo andato concretizzando a partire dalla primavera del 1932, e nel novembre di quello stesso anno un giovane e brillante ex-esponente del V.f.R., Werner von Braun, si unì al gruppo di militari incaricati di sviluppare le nuove armi con propulsione a reazione.

Nel 1934 fu sperimentato il primo razzo "A-1" (Aggregat-1) misurando al banco una spinta di 150 kg.

Il primo lancio reale avvenne nel dicembre 1934 utilizzando il successivo razzo "A-2" a propellenti liquidi, costituiti da alcool ed ossigeno liquido (lox), che raggiunse un'altezza di 2,4 km.

A partire dal 1935 il nuovo regime nazista decise di dedicare grandi finanziamenti allo sviluppo dei razzi per uso militare, prevedendone un uso bellico massiccio in sostituzione dei bombardamenti aerei, visto che l'uso dell'aviazione militare era stato interdetto alla Germania dal trattato di pace di Versailles.

Fu creato un nuovo staff composto da militari e scienziati civili a capo del quale fu posto il generale Karl Becker, noto esperto di balistica, coadiuvato dal colonnello Walter R. Dornberger, mentre della direzione delle attività tecnico-scientifiche si sarebbe occupato lo stesso Von Braun.

Come sede degli stabilimenti di costruzione ed assemblaggio e delle aree sperimentali di lancio fu scelta l'isola baltica di Usedom nella baia di Stettino, dove, nella località chiamata Peenemünde, si trovava già una installazione dell'esercito tedesco.

Per la realizzazione dell'intero complesso dei nuovi impianti, che sarebbero entrati pienamente in funzione nel 1937, sarebbe stato speso l'equivalente di circa 10 miliardi di lire dell'epoca (Bibl. 76).

Il primo razzo realizzato nel nuovo centro sperimentale fu lo "A-3" dotato di un motore a liquido da 1.500 kg spinta, che si rivelò però un fallimento.

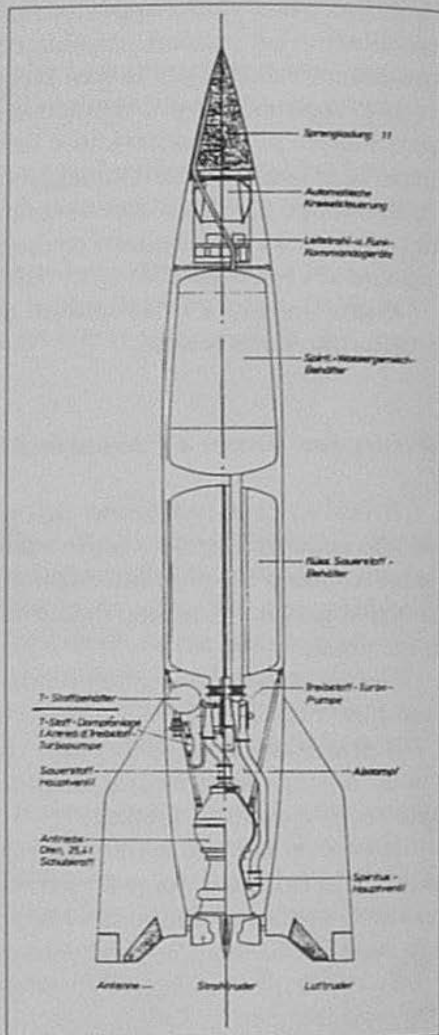
Anche Hermann Oberth venne allora chiamato a Peenemünde per lavorare con Von Braun.

Tale collaborazione non mancò di dare notevoli risultati pratici, sfociati sia nella costruzione di un tipo di propulsore a razzo da 130 kg/s per impieghi aeronautici, che fu installato su un velivolo Heinkel He.112 e sperimentato in volo nell'aprile 1936, che nella ben più importante costruzione dei primi missili balistici di grandi dimensioni ad alcool ed ossigeno liquido "A-4", che vennero sperimentati con successo per la prima volta il 3 ottobre 1942.

Hitler rimase impressionato sia dalla nuova arma che dalla giovanissima età di von Braun, che aveva allora 28 anni, tanto che diede l'immediato ordine di costruzione in grandissima serie del nuovo missile del quale avrebbe voluto lanciare una micidiale salva di 5.000 esemplari su Londra nel più breve tempo possibile.

Gli sviluppi che seguirono furono notevolissimi, tanto che tali armi, aventi circa 400 km di gittata ed armate con una testata esplosiva di 1.000 kg, sarebbero state impiegate in gran numero come missili balistici nel corso della parte finale della seconda guerra mondiale.

Nel 1944 sarebbero state infatti prodotte al ritmo di 30 esemplari al giorno, fino ad un totale complessivo di circa 6.000 esemplari.



Schema della "V-2" primo grande razzo balistico operativo a propellenti liquidi

#### IV.4: Prime ricerche ed esperimenti in Italia

Alla fine degli anni venti la mania dei razzi aveva quindi creato proseliti un po' ovunque nel mondo tecnologicamente sviluppato, tanto che sperimentatori isolati cominciarono ad operare anche in altri paesi.

Subito dopo cominciarono a costituirsi vere e proprie associazioni di appassionati simili al V.f.R.

L'American Rocket Society guidata da Edward Pendray si costituì il 21 marzo del 1930.

Anche in Italia l'attenzione per i razzi si riaccese a partire dal 1926 grazie all'interessamento di esperti del settore aeronautico.

Come abbiamo visto (§ III.5) il problema della propulsione a razzo fu toccato per la prima volta dall'ing. Giovanni Pegna nel gennaio 1926, con uno specifico articolo sulla *Rivista Aeronautica* (Bibl. 62), e fu preso in considerazione subito dopo, sul piano fisico-matematico, anche dal prof. Gaetano A. Crocco, che, per conto dell'Istituto Sperimentale Aeronautico, si preoccupò di far eseguire i primi esperimenti concreti, avanzando anche, nel dicembre di quello stesso anno, una richiesta di finanziamento alle autorità militari.

In una riunione tenuta nel luglio 1927 con esponenti dello Stato Maggiore Generale, presieduta dal gen. Badoglio, alla quale partecipavano i generali Montefinale e di San Martino per il Regio Esercito, l'ammiraglio De Courten per la Regia Marina ed i colonnelli Pinna e Magli della Regia Aeronautica, Crocco espone le sue idee circa il problema del tiro effettuato contro aerei nemici in volo offensivo a quote stratosferiche, che avrebbe potuto essere risolto in maniera adeguata solo mediante l'impiego di proiettili esplosivi dotati di propulsione a razzo.

Sul piano teorico tale tipo di lancio ad alta quota non avrebbe infatti presentato limiti di velocità iniziale, mentre il lancio di proiettili da cannone avrebbe incontrato seri problemi legati alle alte pressioni di scoppio che sarebbero state necessarie, le quali avrebbero richiesto l'uso di canne eccezionalmente robuste, mentre i relativi pezzi avrebbero dovuto essere dotati di un potente sistema d'assorbimento della forza di rinculo, con un conseguente fortissimo aumento del peso e delle dimensioni dell'intera bocca da fuoco adoperata, mentre le più elevate quote stratosferiche sarebbero rimaste semplicemente irraggiungibili.

Crocco chiese quindi un finanziamento adeguato per poter iniziare nuovi studi ed esperimenti nel campo della propulsione a razzo, finalizzati alla realizzazione di un'arma contraerea di notevoli capacità, che egli definì "superartiglieria".

I rappresentanti dell'Esercito ricordarono ai partecipanti le esperienze del passato attestanti la scarsa precisione di tiro tipica dei razzi, ma il prof. Crocco, che aveva già sperimentato con successo un dispositivo di autoguida giroscopico installato sulla bomba volante denominata "telebomba", realizzata e sperimentata con successo nel 1918 insieme a Guidoni (§III.3), perorò con forza la causa della realizzazione di un razzo antiaereo, puntualizzando che in tale stadio iniziale di studio e sperimentazione il nuovo ordigno sarebbe stato simile ad un bambino, che, prima d'imparare a dirigersi con precisione, avrebbe dovuto, per forza di cose, cominciare a camminare.

### *I razzi della BPD (Bombrini-Parodi-Delfino)*

Malgrado il parere contrario coerentemente espresso dal gen. Montefinale, la riunione si chiuse con la concessione di un finanziamento di 200.000 lire, mediante il quale furono realizzate alcune delle prime apparecchiature usate e furono anche iniziati i primi esperimenti.



Nell'estate del 1927 vennero costruiti i primi razzi a combustibile solido, suscettibili di diverse forme d'impiego, su indicazioni e progetti dello stesso prof. Gaetano Arturo Crocco, di suo figlio Luigi allora laureando in ingegneria e del dott. Marengo, ad opera della società BPD (Bombrini-Parodi-Delfino), nota fabbrica di esplosivi e prodotti chimici con stabilimenti siti a Colleferro, 50 km circa a sud di Roma.

I razzi, che usavano come propellente solido cordite granulare pressata in bacchette, erano di due diversi tipi: a bacchetta combustibile singola di 90 g, con un tempo di combustione pari a quattro decimi di secondo, l'uno ed a fascio di tre bacchette combustibili riunite insieme, l'altro.

Essi erano stati particolarmente studiati per avere una combustione quanto più possibile prolungata nel tempo e di tipo uniforme e regolare, dando luogo ad un picco di pressione all'accensione poco più elevato del valore costante di 100 atm erogato a regime.

Si sperava in questo modo di limitare l'instabilità direzionale iniziale provocata dalle eventuali irregolarità di combustione e di distacco dalla rampa di lancio.

Questi razzi, pur avendo la parte anteriore di forma ogivale, possedevano un'architettura aerodinamica poco adeguata alle velocità non molto elevate ma supersoniche che essi già allora potevano raggiungere, che risultarono essere pari a 400 m/sec.

Queste producevano infatti il fenomeno di compressibilità dell'aria i cui effetti aerodinamici su di un corpo aerodinamico fusiforme, alquanto diverso da un proiettile d'artiglieria, erano allora completamente ignoti.

I nuovi razzi furono sperimentati nella primavera del 1928 presso il balipodio della ditta, situato sempre nel Lazio presso il comune di Segni, ottenendo buoni risultati di funzionamento.

Se ne ipotizzava l'impiego come proiettili d'artiglieria, ma risultarono ancora una volta imprecisi nel tiro a causa della scarsa prevedibilità della loro traiettoria, malgrado fossero provvisti di ampie alette stabilizzatrici posteriori.

Gli sperimentatori cercarono di aumentare il tempo di durata del processo di combustione isolando la superficie esterna del grano combustibile con mastice di litargirio per limitare il fronte di fiamma alla sola superficie interna di esso, ma senza successo.

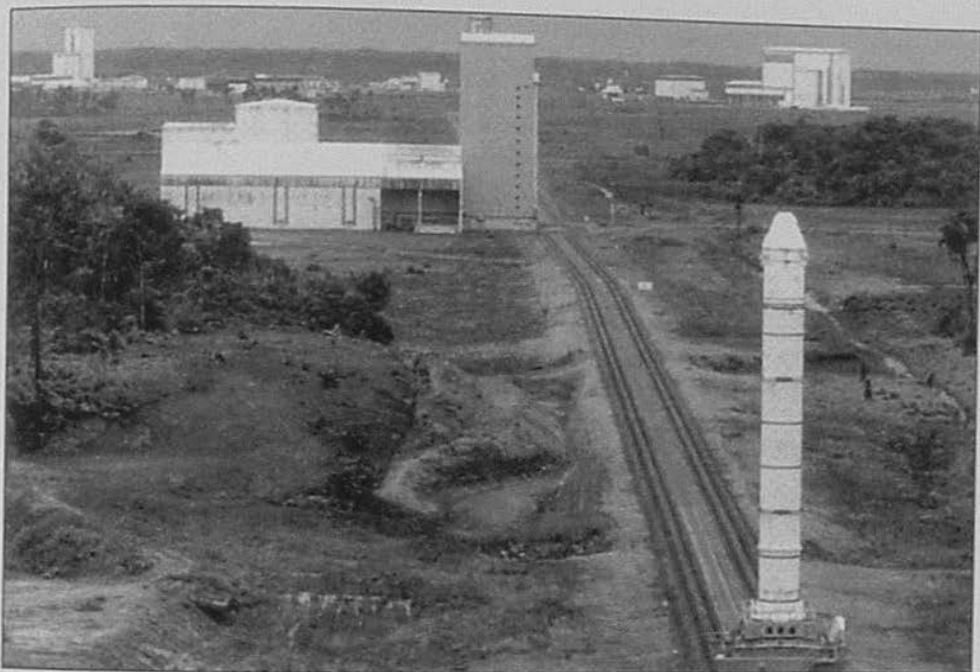
Questi stessi problemi erano stati già incontrati da tutti gli altri sperimentatori di razzi non guidati, che avevano sempre dovuto registrare una forte instabilità iniziale di traiettoria ed una brevissima durata del processo di combustione.

Malgrado il problema della stabilità direzionale venisse almeno in parte risolto ricorrendo a rotaie o tubi di lancio ed inclinando alcune delle alette stabilizzatrici di un leggero angolo rispetto all'asse, consentendo in tal modo al razzo stesso di ruotare lungo il proprio asse longitudinale, ottenendo un conseguente effetto di stabilizzazione giroscopica, la scarsa precisione di tiro riscontrata fu giudicata inadatta per eventuali applicazioni militari; tanto che le relative attività di ricerca cessarono nel 1930 quando i finanziamenti, ormai esauriti, non furono rinnovati.

La BPD, che fu comunque la prima in Italia a realizzare su scala industriale tale



tipo di endoreattori, è oggi un'azienda del gruppo Fiat particolarmente affermata nel campo della propulsione a razzo per impieghi spaziali, nel quale realizza tra l'altro i motori a razzo d'apogeo montati sui satelliti artificiali geostazionari ed i grandi booster di lancio dei vettori europei della serie Ariane.



*I modernissimi grandi booster laterali dell'Ariane V a propellenti solidi realizzati in Italia dalla BPD*

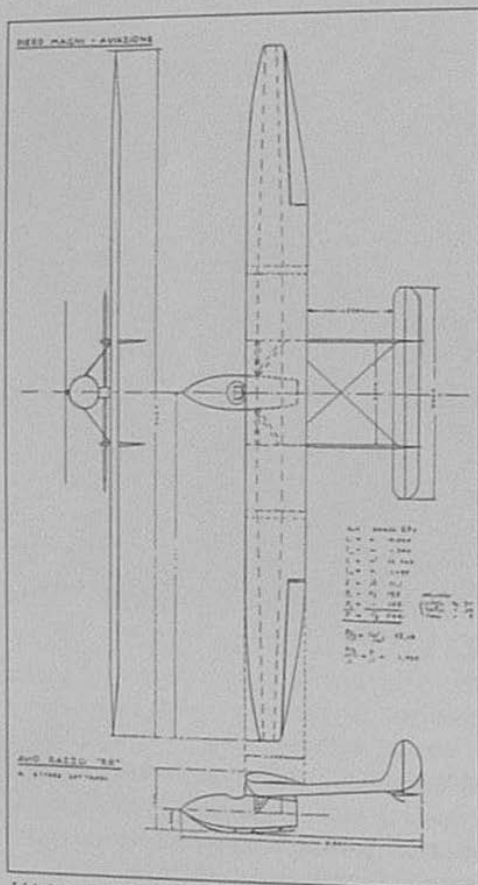
### *I razzi di Ettore Cattaneo*

Nato a Melegnano il 6 dicembre 1898, medico e pioniere del volo a vela, fu il primo privato cittadino italiano ad effettuare in maniera autonoma esperimenti seri sulla propulsione a razzo, costruendone alcuni prototipi a propellente solido in collaborazione con Baracchini ed i chimici prof. Binachi e prof. Molinari.

Questo tipo d'ordigno venne provato a Cascina Costa nei primi mesi del 1927 raggiungendo la quota di circa 1.000 m trasportando un bengala che, liberato ed innescato all'apice della traiettoria, illuminò l'intero campo di prova.

Dopo gli esperimenti di propulsione effettuati in Germania da Fritz von Opel, alcuni esemplari di tale tipo di razzo vennero montati su un aliante, che venne realizzato dalla Piero Magni Aviazione di Taliedo, utilizzando l'ala di un precedente libratore G.P.1 che era stato costruito dalla stessa casa nel 1925 su progetto dell'ing. Ugo Abate ed acquistato dallo stesso Cattaneo, che lo aveva già impiegato per compiere numerosi voli.

L'aviorazzo che venne così ottenuto aveva un peso a vuoto di 195 kg ed uno a pieno carico di 300 kg. Era caratterizzato da una lunga ala alta monoplana di 16,56 m d'apertura e 24,64 m<sup>2</sup> di superficie oltre che da impennaggi posteriori supportati da due lunghe travi di coda fissate a sbalzo all'ala stessa per mantenere libera la parte posteriore della corta fusoliera, che recava una batteria di razzi capaci di fornire una spinta complessiva di 300 kg.



L'Aviorazzo RR di Cattaneo

trollato a distanza mediante impulsi radio, capace di essere usato anche in campo militare come siluro aereo.

Questa possibilità non dette tuttavia luogo ad alcuna applicazione pratica.

Un modello in scala ridotta dell'aviorazzo RR è conservato presso il Museo della Scienza e della Tecnica di Milano.

Questi erano tenuti separati dal vano anteriore di pilotaggio per mezzo di uno schermo di alluminio coibentato con amianto.

Con questo aeromobile, designato RR e cioè Radio-Razzo, Cattaneo compì nel 1931 sei voli di prova, comprendenti anche i due voli di presentazione ufficiale effettuati il 28 giugno sul campo di Taliedo, alla presenza di diversi spettatori e dei duchi di Bergamo e Visconti di Modrone, della medaglia d'oro Locatelli oltre che del celebre pilota tedesco Ernst Udet, futuro capo del servizio tecnico della Luftwaffe, che descriverà tale esperimento sulla rivista *Les Ailes*.

Il primo tentativo abortì, ma il secondo fu coronato da completo successo.

In base alle interviste rilasciate in quell'occasione agli organi di stampa, il nome di Radio-Razzo stava ad indicare che, nelle previsioni del suo ideatore, esso avrebbe dovuto dar luogo a quello che verrebbe oggi definito un "drone" e cioè un velivolo senza pilota con-

## *Gli esperimenti sui razzi del 1931*

Nel 1931 un esperto di razzi tedesco di religione ebraica, esule dalla Germania, dove erano già iniziate le prime angherie e persecuzioni da parte dei nazisti, giunse a Torino, dove entrò in contatto con la ditta di Francesco Conrero, che aveva uno stabilimento meccanico sito in via Verona 16, proponendogli la costruzione di razzi simili a quelli che venivano già sperimentati in Germania, interessando nel contempo a tale attività le competenti autorità militari italiane delle tre armi.

I razzi che erano stati costruiti possedevano infatti un notevole potere perforante e sembravano suscettibili di un efficace impiego bellico.

Le autorità italiane, pur mantenendo uno strettissimo riserbo sia sull'identità dello scienziato germanico, che non fu mai rivelata, che sulla realizzazione degli stessi razzi, diedero il loro assenso alla produzione di una limitata quantità di ordigni per poter effettuare le relative prove sperimentali di funzionamento.

I primi tiri di prova furono effettuati in Val di Susa e furono coronati da discreto successo, pur essendo la gittata ridotta ma sufficiente all'impiego come proiettili d'artiglieria: i razzi raggiunsero infatti i bersagli sistemati sul versante della valle opposto a quello di partenza, mentre la precisione di tiro risultò ancora una volta scadente.

Anche la Regia Aeronautica volle effettuare, nel 1932, prove di lancio analoghe usando come balipedio il lago di Bracciano, in corrispondenza della base per idrovolanti di Vigna di Valle.

Il bersaglio fu collocato su di un galleggiante al centro del lago, mentre la rampa di lancio fu posta su un natante a distanza adeguata.

Le autorità militari, appositamente convenute, presero posto a bordo di un motoscafo per osservare l'esperimento da posizione defilata ma sufficientemente ravvicinata.

Erano presenti il generale Pinna, Sottocapo di Stato Maggiore, il tenente colonnello Raffaelli, per la Segreteria Tecnica dello Stato Maggiore, ed il capitano Luigi Gallo.

Il razzo partì regolarmente, ma, invece di assumere la corretta traiettoria prevista per raggiungere il bersaglio, deviò giungendo a sfiorare il motoscafo, tanto che i suoi occupanti dovettero tuffarsi in acqua per non rischiare d'essere colpiti.

Anche questa prova venne giudicata negativamente dalle autorità militari italiane, tanto che lo sviluppo dei razzi progettati dallo scienziato tedesco fu fermato.

## *Il motore a razzo di Cicogna e Rabbeno*

Un notevole interesse per la propulsione ad endoreattore venne però mantenuto dalla Regia Marina italiana, grazie anche all'opera di due ufficiali: il colonnello del Genio Navale Giorgio Rabbeno, già docente all'Accademia Navale di Livorno, ed il tenente di vascello Giorgio Cicogna, suo ex allievo.

Nato nel 1897 a Venezia, Giorgio Cicogna aveva combattuto nel corso della



*Il tenente di vascello Giorgio Cicogna*

prima guerra mondiale con il grado di guardiamarina, arrivando a comandare un MAS assegnato alla difesa navale del porto di Venezia, distinguendosi per le sue capacità tecnico-scientifiche: un nuovo tipo di scandaglio acustico da lui ideato venne infatti adottato dalla Regia Marina.

Dopo 16 anni di servizio si congedò con il grado di tenente di vascello per dedicarsi sia alla attività letteraria, per la quale era naturalmente portato come scrittore e poeta, che per dedicarsi allo studio della propulsione a razzo.

Agli inizi del 1931, dopo lunghi studi dedicati all'argomento compiuti insieme a Giorgio Rabbeno, progettò e costruì un nuovo tipo di propulsore a propergoli liquidi utilizzando benzina come combustibile ed ossigeno liquido come comburente.

I primi esperimenti dettero risultati incoraggianti, tanto da far ritenere ai

due sperimentatori, ed al già citato Francesco Conrero, che era stato cointeressato con la sua azienda a tale realizzazione, di essere ormai giunti alla fase di messa a punto finale di un prototipo di propulsore a propellenti liquidi suscettibile d'effettivo impiego.

Le prove di collaudo finale iniziarono nella prima metà del 1932, ma si conclusero con una forte esplosione avvenuta alle 11.35 antimeridiane del 3 agosto dello stesso anno nel già citato stabilimento di Torino, nella quale persero la vita sia Giorgio Cicogna che Francesco Conrero con un tecnico e due addetti, Guglielmo Beghetto e Serafino Brondo, mentre 6 altri, tra i quali lo stesso ing. Giorgio Rabbeno, allora direttore del Genio Navale a Trieste, rimasero seriamente feriti.

L'autodetonazione della miscela di vapori di benzina ed ossigeno fu attribuita ad un fenomeno allora sconosciuto, consistente nell'innescò dell'esplosione provocato dall'ozono generato per scintillamento da parte degli interruttori dell'impianto elettrico dello stabilimento.

Giorgio Rabbeno, promosso generale l'anno successivo, sopravvisse alle ferite seguendo ad occuparsi di studi missilistici e di propulsione navale anche dopo la II guerra mondiale, ricordando con diversi articoli (Bibl. 68) il collega ed amico scomparso.

Gli esperimenti fin qui considerati, condotti come abbiamo visto tra la fine degli anni '20 e gli inizi degli anni '30, pur interessando gli organismi militari italiani del tempo preposti allo studio ed alla realizzazione degli armamenti, non erano riusciti a dimostrare la convenienza dell'impiego militare della propulsione a razzo, per la sua intrinseca mancanza di precisione che era eliminabile solo mediante l'adozione di un adatto sistema di guida radioelettrico allora difficilmente ipotizzabile.

La grande potenzialità bellica di un sistema propulsivo a reazione non era però sfuggita alle stesse autorità militari italiane, tanto che lo Stato Maggiore Generale decise di tornare a finanziare i nuovi studi sugli endoreattori a propellente liquido che Gaetano Arturo Crocco, abbandonati i razzi a combustibile solido, aveva deciso di intraprendere nel 1930 in accordo con gli organismi preposti della Regia Aeronautica.

Lo scienziato aveva infatti previsto un nuovo tipo d'impiego della propulsione a reazione nella navigazione aerea alle altissime quote stratosferiche, avendone già dimostrato per via teorica la grande convenienza rispetto a quella ad elica (§ III.5).

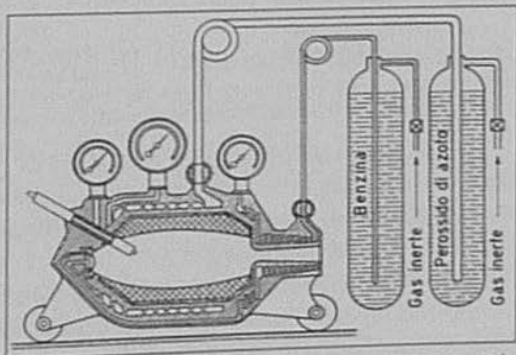
Egli aveva infatti ideato già nel 1928 un primo endoreattore a liquidi basato sull'uso di benzina come combustibile e perossido d'azoto come comburente, per cercare di superare le notevoli difficoltà allora esistenti in Italia di produzione industriale, trasporto e maneggio dell'ossigeno liquido.

Un prototipo dimostratore della bontà di funzionamento del nuovo dispositivo, usando tali propergoli, venne costruito dalla ditta OLME di Roma.

Esso consisteva in un una camera di combustione provvista di un sistema di alimentazione collegato ai serbatoi contenenti i propellenti usati e dotata anche dei necessari manometri per il rilievo delle pressioni prodotte.

Il sistema era inoltre collegato ad un dinamometro misuratore della spinta ottenuta.

Questo embrionale endoreattore introduceva per la prima volta al mondo, con un anticipo valutabile in almeno quattro anni rispetto a realizzazioni estere analoghe, un'importante particolarità tecnica, definita dallo stesso Crocco "idea madre", consistente nel fatto che una parte degli stessi gas propellenti, prima di bruciare, erano portati a formare un velo gassoso isolante sulle pareti metalliche interne della camera di combustione usata, impedendo che i gas, prodotti alla altissima temperatura di 2.000-2.500 °C, potessero venire a contatto con esse, fondendole.



*Camera di combustione per propergoli liquidi a ciclo rigenerativo realizzata da Gaetano A. Crocco presso l'Università di Roma*



Il processo di combustione utilizzando tale dispositivo, detto a ciclo rigenerativo, funzionò con pieno successo, tanto che nel corso di un esperimento svoltosi verso la fine del 1930, esso venne mantenuto per ben 10 minuti, sviluppando una pressione continuativa di dieci atm.

Le relative prove furono interrotte verso la fine di quello stesso anno per riprendere nel 1933 con la sperimentazione di un nuovo propellente liquido: il nitrometano.

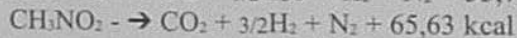
Sotto la direzione di Gaetano Arturo Crocco operavano suo figlio ing. Luigi Crocco, assistente alla cattedra di motori per aeromobili all'Università di Roma, che progettò il relativo dispositivo di combustione ed eiezione, ed il chimico prof. Riccardo Corelli, anch'egli docente presso lo stesso ateneo, che si occupò della messa a punto del processo di fabbricazione di questa sostanza, della determinazione delle sue caratteristiche fisico-chimiche e del procedimento d'innescio e mantenimento del relativo processo di combustione.

Questi studi, del tutto originali, erano volti alla sperimentazione di un monoperigolo, cioè di un singolo composto chimico che fosse inizialmente capace di dissociarsi liberando i suoi costituenti, che avrebbero dato successivamente luogo ad una reazione chimica di combustione esotermica tra di essi capace di produrre un forte sviluppo di calore ed un rilevante volume di gas in pressione, i quali, espulsi all'esterno a forte velocità, avrebbero fornito la spinta propulsiva richiesta.

L'uso di una singola sostanza liquida a temperatura ambiente invece delle due classiche abitualmente usate anche oggi, combustibile e comburente, avrebbe infatti permesso di esemplificare i problemi costruttivi dei razzi a propellente liquido dimezzandone in pratica le parti costitutive ed i necessari dispositivi meccanici: serbatoi, condotti, valvole e pompe d'alimentazione.

Le ricerche chimiche di base avevano permesso d'individuare nel composto chimico nitrometano la sostanza adatta.

Allo stato puro essa aveva la consistenza di un liquido oleoso incolore, la cui molecola costitutiva, di formula chimica  $\text{CH}_3\text{NO}_2$ , decomponendosi ad alta temperatura avrebbe fornito ben 3 molecole di gas, secondo le reazioni chimiche:



dando luogo ad un volume di 1.100 l di gas prodotti per ogni kg di nitrometano liquido utilizzato.

La successiva combustione di tali gas era in grado di produrre una quantità di calore di 1.000 kcal per kg.

Tali caratteristiche erano particolarmente indicate per fare del nitrometano un valido monopropellente, tanto che il prof. Gaetano Arturo Crocco, sempre particolarmente incline alla coniazione di nuovi nomi, secondo la moda dannunziana d'inizio secolo, lo denominò "ergol".

Le prove sperimentali di laboratorio iniziarono il 1° novembre 1933, verifican-

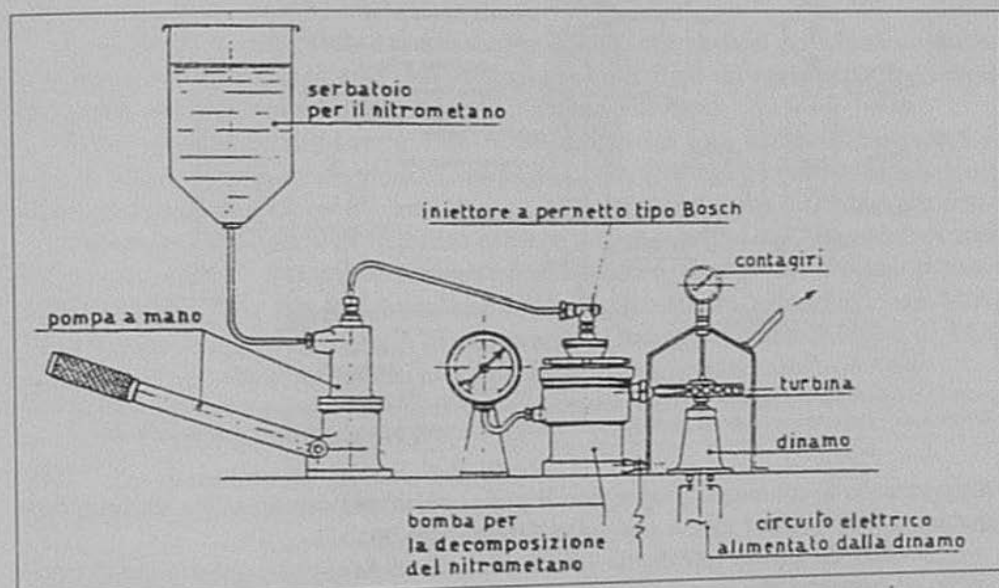
done subito la stabilità per accertare che esso non desse luogo ad esplosioni incontrollate.

Tali prove dettero risultati positivi, per cui vennero iniziate subito dopo quelle relative alla sua decomponibilità lenta e graduale ed alla sua autocombustibilità, che sarebbero state mantenute a spese del calore prodotto nel corso delle stesse reazioni chimiche.

L'esperienza provò che a pressione ambiente i detti fenomeni s'innescavano alla temperatura di circa  $400^{\circ}\text{C}$ .

Verso la fine del dicembre 1933 si passò alle prove a pressione elevata, ricorrendo ad una pompa d'iniezione a comando manuale, capace d'introdurre il nitrometano ad intermittenza in camera di combustione.

Anche tali prove dettero esito positivo, con la produzione di  $1\text{ m}^3$  di gas per ogni kg di nitrometano utilizzato ad una temperatura di reazione compresa tra i  $2.000$  ed i  $2.500^{\circ}\text{C}$ .



*Schema dell'apparecchio per la decomposizione del nitrometano ad azionamento manuale*

Gli sperimentatori erano ormai convinti di essere giunti, con grande successo, al termine delle loro esperienze preliminari, quando, passando all'iniezione meccanica continua del proergolo in camera di combustione mediante l'uso di una pompa comandata da un motore elettrico a  $1.800$  giri/min, si verificò una forte esplosione che ferì in modo serio alcuni degli addetti all'esperimento.

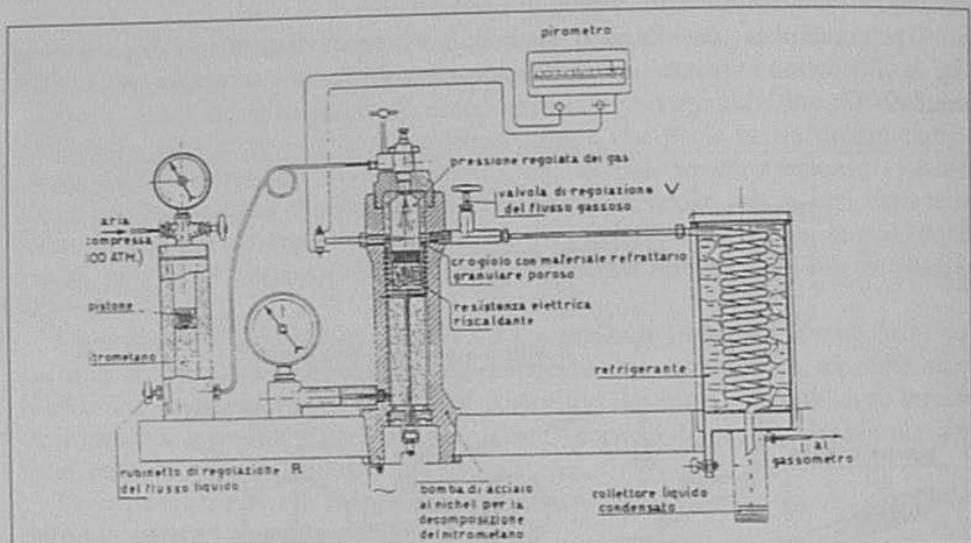
Furono adottati altri accorgimenti tecnici volti ad impedire questo grave inconveniente, dovuto al fatto che un'alimentazione continua del proergolo liquido consentiva al fronte di combustione di risalire fino al suo serbatoio di partenza facen-

dolo esplodere, ma le deflagrazioni si ripeterono anche in diverse altre occasioni, tanto che gli stessi esperimenti dovettero essere interrotti il 24 luglio 1936.

L'uso di propergoli separati, uno combustibile e l'altro comburente, da miscelare tra loro e far reagire solo in camera di combustione, senza pericolosi ritorni di fiamma, restava allora la più sicura via da seguire.

Le ricerche successivamente operate da questo stesso gruppo di studiosi, appartenenti alla facoltà d'ingegneria dell'Università di Roma, s'indirizzarono quindi verso la ricerca di un adatto ossidante ancora liquido a temperatura ambiente.

Gli esperimenti furono perciò ripresi sempre sotto la guida di G.A. Crocco e portati avanti anche nel corso della seconda guerra mondiale, fino al 1942, con la spe-



*Schema dell'apparecchio per la decomposizione del nitrometano ad azionamento meccanico*

rimentazione di un nuovo propergolo liquido, costituito questa volta da tetranitrometano  $C(NO_2)_4$  che venne a sua volta denominato "oxol".

L'evoluzione sfavorevole degli eventi bellici mise fine anche a questo tipo di prove, anche se i risultati che erano stati ottenuti sembrarono allora assai promettenti, tanto che nel dopoguerra lo stesso Crocco si disse sicuro del fatto che l'uso di tale sostanza sarebbe stato sicuramente ripreso in esame per la futura esplorazione spaziale.

### *L'Associazione Piemontese Razzi*

Nella seconda metà degli anni '30, anche in Italia, l'interesse per lo studio e la costruzione dei razzi uscì dai riservati ambienti militari ed accademici coinvolgendo privati cittadini e piccoli gruppi spontanei di appassionati di fantascienza e viaggi spaziali.

Nel 1936, ancora a Torino, prese infatti vita la più importante di tali organizzazioni, che assunse la denominazione di Associazione Piemontese Razzi ponendosi come obiettivo quello di studiare, proporre ed anche costruire direttamente razzi per l'esplorazione spaziale.

Partita con dieci aderenti, l'associazione arrivò presto a 25 membri che iniziarono la loro attività sperimentale impiantando un laboratorio di miscelazione e prova di polveri piriche in una fornace abbandonata del Basso Canavese, ben lontana dai centri abitati.

Tali studi erano volti alla ricerca di un propellente solido avente tempi di combustione sufficientemente lunghi e capace di garantire spinte elevate.

Il laboratorio venne usato anche per fabbricare ed assemblare le parti metalliche relative alle strutture di questi razzi. Una delle prime iniziative consisté nella ripetizione dell'esperimento già compiuto da Von Opel in Germania e da Cattaneo in Italia: su un aliante Cantù vennero montati razzi a polvere nera per un decollo con partenza da terra.

Ai comandi prese posto Alberto Fenoglio, che era uno dei principali animatori dell'associazione, ma all'atto dell'accensione si verificò un'esplosione degli stessi razzi alla quale lo stesso pilota scampò per puro miracolo.

Venne anche costruito un grosso razzo, lungo 1,5 m e dal diametro di 0,5 m, dotato di quattro impennaggi metallici propulso da 15 grani propulsori separati, ciascuno dei quali era lungo 80 cm e capace di fornire una spinta di 150 kg per 6 sec.

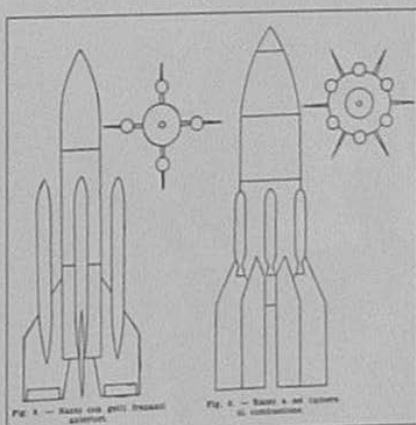
Questi vennero accesi in sequenza predeterminata a gruppi di 4, grazie ad un interruttore automatico di corrente collegato a pile a secco, ed il grosso ordigno si staccò felicemente da terra raggiungendo una quota di circa 600 m, percorrendo una traiettoria parabolica che gli consentì di coprire una distanza dal punto di lancio di 4 km, impattando poi con il terreno ad alta velocità e distruggendosi completamente.

Un ulteriore tentativo venne effettuato con un razzo a 3 stadi, ciascuno dei quali era provvisto di alette stabilizzatrici, che aveva un diametro di 30 cm, era alto complessivamente 2,8 m ed era stato caricato con una nuova miscela sperimentale di polveri combustibili.

Fu lanciato con successo, ma raggiunse una quota non molto elevata.

Un altro ordigno era dotato di quattro impennaggi su ciascuno dei quali era fissato un razzo capovolto rispetto al verso di volo.

Questi quattro razzi ausiliari sarebbero entrati in funzione solo pochi istanti prima dell'impatto con il terreno frenando il razzo stesso per impedirne la distruzione.



*I razzi dell'Associazione Piemontese Razzi rappresentati da Alberto Fenoglio*

Vennero anche concepiti missili spaziali capaci di uscire dall'atmosfera, tra i quali un tipo alto ben 25 m ed avente 3 m di diametro. Doveva essere dotato di 6 alette stabilizzatrici e 6 camere di combustione con ugelli inclinati verso l'esterno, che lo avrebbero fatto staccare dal terreno con un angolo di 20-30°. Sarebbe stato capace inoltre di trasportare ad altissima quota un considerevole carico di strumenti.

Nel 1936 venne anche ideato un razzo multistadio a protergoli liquidi: idrogeno come combustibile ed ossigeno quale comburente, per un lancio spaziale avente come obiettivo la Luna.

Tale razzo, lungo circa 30 m, avrebbe dovuto essere lanciato facendo ricorso ad una slitta mobile su un binario orizzontale, per assumere successivamente una traiettoria obliqua e quindi verticale grazie all'azione di apposite superfici deflettrici direttamente agenti sul getto dei gas di scarico emessi. Il progetto fu anche sottoposto alle competenti autorità statali ma venne ovviamente rigettato come inattuabile.

Nel 1943, quando la guerra e le distruzioni nelle città del Nord Italia stavano ormai raggiungendo il loro culmine, l'associazione propose la costruzione di un razzo in alluminio propulso da ossigeno ed idrogeno liquidi capace di raggiungere la ionosfera, per studiare gli effetti delle rapide accelerazioni iniziali sul corpo umano, ma, dati i tempi, a tale proposta non fu concessa nessuna particolare attenzione.



L'attività dell'associazione ebbe termine con la stessa guerra, che portò non solo alla dispersione degli aderenti ma anche alla distruzione di tutti gli studi e di tutti gli avveniristici progetti fino ad allora realizzati, avvenuta a seguito del bombardamento con bombe incendiarie effettuato su Torino il 17 agosto 1943, anche se il Fenoglio avrebbe proseguito tale genere di studi anche nel primo dopoguerra.

*Alberto Fenoglio con un razzo antigrandine di sua costruzione*



## I PROPULSORI ED I VELIVOLI A GETTO DI SECONDO CAMPINI

L'esigenza di intraprendere una seria ricerca di base sia teorica che sperimentale finalizzata alla realizzazione di un valido sistema propulsivo a getto, era stata quindi pienamente avvertita dal mondo aeronautico italiano già a partire dalla seconda metà degli anni '20.

Tra le personalità significative che svolsero la loro opera in questo particolare settore in Italia, nei successivi anni '30 fino al termine della seconda guerra mondiale, quella dell'ingegner Secondo Campini è senza alcun dubbio la maggiore.

Le sue capacità di analisi teorica dei problemi tecnico-scientifici connessi con lo sviluppo delle turbomacchine erano infatti non inferiori a quelle di Frank Whittle (§ VI.1) e di Hans Pabst von Hoain (§ VI.2), che sono oggi ritenuti i veri padri della moderna propulsione a getto in campo mondiale.

Questi ultimi due personaggi furono infatti, in maniera separata tra loro, gli ideatori dei primi turbogetti britannici e germanici, dei quali riuscirono a completare l'intero arco realizzativo, passando dalle ipotesi iniziali, puramente teoriche, ad una prima fase sperimentale di messa a punto dei componenti meccanici necessari e dei relativi materiali, fino alla successiva costruzione dei prototipi di volo funzionanti ed infine a quella produttiva in larga serie, con il raggiungimento del pieno impiego operativo che avvenne già parecchi mesi prima che il conflitto avesse termine.

Non avendo conseguito risultati analoghi, l'opera di Campini è stata a lungo ritenuta inferiore a quella dei suoi colleghi nordici.

La sua validità è stata infatti misurata con il metro della mancata messa a punto di un motore a getto basato su un gruppo rotante compressore-turbina avente questi due organi meccanici direttamente collegati ed interagenti tra loro.

L'architettura del propulsore che egli concepì ed installò sull'unico velivolo che riuscì a realizzare, il Campini-Caproni C.C.2, era infatti diversa perché usava un gruppo meccanico costituito da un compressore rotativo assiale azionato da un normale motore alternativo a scoppio.

Questo particolare tipo di propulsore a getto, che è stato denominato motoreattore in assenza di termini più adatti, nella prima ed unica versione completa che venne costruita e sperimentata non riuscì a fornire prestazioni di spinta adeguate all'impiego previsto; mentre le varianti migliorate che lo stesso Campini propose nel corso della seconda guerra mondiale non ebbero seguito a causa del precipitare degli eventi bellici.

Ad una più attenta analisi, tuttavia, le valutazioni negative relative a tale realizzazione appaiono oggi eccessivamente riduttive e non commisurate alle effettive

capacità tecnico-scientifiche dall'ingegnere italiano, il quale si occupò, con notevole successo, anche di propulsione idrodinamica a getto in campo navale.

Secondo Campini nacque a Bologna il 28 agosto del 1904.

Iniziò ad interessarsi ai problemi del volo a 16 anni quando vide il modello di "geidrovolante" realizzato da don Dido Marchesi, semplicemente propulso da un getto di aria compressa (§ III.1).

Frequentò poi l'Università di Bologna laureandosi in ingegneria con il massimo dei voti il 17 novembre 1928, ottenendo per la sua tesi il premio Marconi da parte del Consiglio Nazionale delle Ricerche.

Iniziò quindi i suoi studi sistematici sulla propulsione a reazione già a partire dalla fine degli anni '20, mentre nel 1930 si trasferì a Milano, principale città industriale italiana, dove avrebbe avuto migliori possibilità di concretizzare i suoi progetti.

Qui fondò la sua società d'ingegneria denominata: Secondo Campini Milano VENAR (Velivoli E Natanti A Reazione), che deve essere considerata a tutti gli effetti la prima al mondo, in ordine cronologico, ad avere come esclusiva finalità applicativa lo studio e la realizzazione della propulsione a reazione in campo aeronautico e navale.

Un primo riscontro tangibile della validità delle sue idee, allora del tutto futuribili, si ebbe con la pubblicazione, negli ultimi 5 numeri dell'annata 1930 del mensile specializzato "Aeronautica", di un suo elaborato teorico intitolato: *Contributo allo studio della propulsione a reazione. Motori a getto continuo* (Bibl. 10).

Questa complessa trattazione fisico-matematica analizzava il funzionamento dei "sistemi a rifornimento iniziale", come Campini classificava i razzi, ed individuava, nei dieci punti conclusivi finali, quali fossero le loro caratteristiche di funzionamento fondamentali, sintetizzabili nel modo seguente:

- nei propulsori a razzo i consumi variano inversamente alla velocità di eiezione del getto, che deve quindi essere molto elevata;
- nella fase di partenza, e cioè all'avviamento ed al decollo di un ipotetico aeroplano propulso a razzo, il rendimento è molto basso, mentre nel contempo i consumi sono molto elevati, per cui sarebbe conveniente adottare un sistema di propulsione misto nel quale la spinta prodotta dal getto interverrebbe solo dopo il distacco da terra e dopo l'avvenuta acquisizione di un'alta velocità di traslazione;
- mentre nel funzionamento ad elevato regime i consumi del sistema motore alternativo-elica crescono con la velocità di traslazione e con la quota, quelli del propulsore a razzo diminuiscono invece sensibilmente in funzione inversa del quadrato della velocità, diventando particolarmente vantaggiosi per valori elevatissimi di quest'ultima.

Campini concludeva questo suo primo corposo saggio (ben trentadue pagine complessive fitte di calcoli e diagrammi) riservandosi di pubblicarne una seconda parte che avrebbe dovuto riguardare i "sistemi a rifornimento continuo" (di aria e carburante) e cioè i motori aeronautici a getto, il cui uso sarebbe stato vantaggioso anche per velocità meno elevate di quelle richieste da un razzo.

Questa seconda parte, pur essendo stata effettivamente redatta, non fu mai pubblicata sui periodici specializzati dell'epoca, come sarebbe stato confermato dallo stesso Campini in una sua pubblicazione successiva (Bibl. 11) apparsa nel 1938 sulla rivista l'"Aerotecnica".

Questi due saggi tuttavia vennero successivamente presentati sia all'ing. Gianni Caproni che al Ministero dell'Aeronautica, ma con un nuovo titolo leggermente modificato rispetto a quello già noto: *Caratteristiche e possibilità della propulsione a reazione*.

Sempre nel 1930, egli tradusse in pratica le sue teorie matematiche puntando sulla realizzazione di un propulsore a motoreattore per il miglior rendimento propulsivo al decollo ed alle basse velocità che esso avrebbe potuto fornire rispetto ad altre forme note di propulsione a reazione.

Stese quindi un primo progetto di larga massa relativo ad un rivoluzionario velivolo capace di decollare e volare senza elica grazie alla reazione di un getto di gas caldi inizialmente compressi, che, nelle sue intenzioni, avrebbe dovuto essere teoricamente capace di raggiungere velocità inimmaginabili per quei tempi, dell'ordine dei 1.500-2.000 km/h a quote comprese tra i 15.000 ed i 25.000 m.

Malgrado non venisse mai costruito, questo tipo di velivolo sarebbe stato siglato a posteriori C.C.1 (Caproni Campini 1), mentre avrebbe dovuto essere denominato più correttamente C.S.1 (Campini Secondo 1), (§ V.5).

### *V.1: Il Campini Secondo C.S.1*

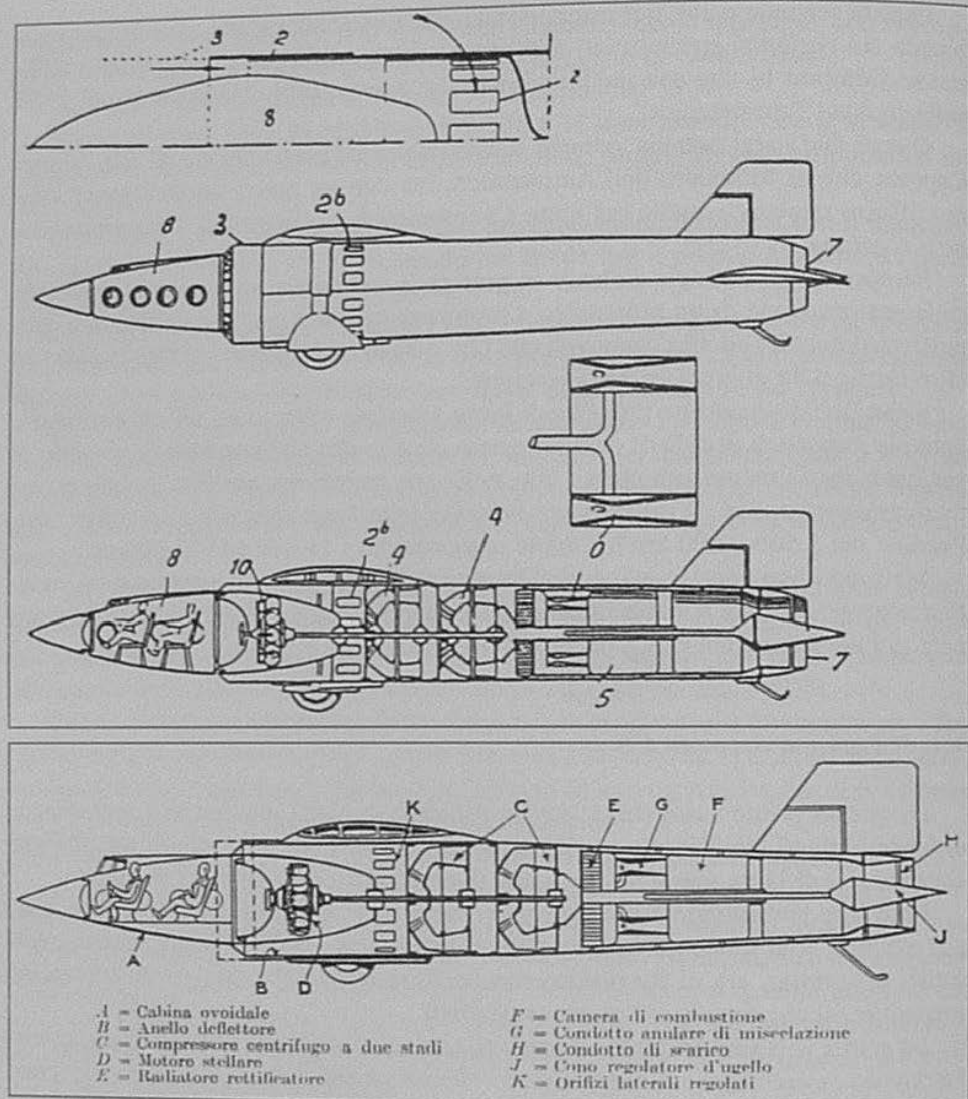
Di questo primo aviogetto Campini presentò in realtà quelle che si potrebbero definire almeno due distinte versioni, che erano in realtà poco più di due disegni complessivi di larga massa, corredati di una sintetica descrizione tecnica.

Esse avevano in comune un apparato propulsore a getto dello stesso tipo, che, pur essendo solo schematicamente abbozzato in vista sezione nei suoi organi meccanici costitutivi, era di funzionamento delineabile ed approssimativamente comprensibile, anche se solo sul piano qualitativo.

La prima versione proposta, sempre secondo le previsioni del progettista, avrebbe dovuto essere capace di raggiungere velocità supersoniche. Essa venne brevettata in Italia nel settembre del 1930 e successivamente in Germania, Gran Bretagna ed altri paesi.

Tali inusuali ed avveniristiche prestazioni suscitarono delle ovvie perplessità ed un più che giustificato scetticismo negli organi tecnici della Regia Aeronautica, che la esaminarono ma non le dettero seguito, rimanendo in attesa di più significativi riscontri teorici e pratici.

In realtà questo primo schema di massima elaborato da Campini si avvaleva già, in qualche misura, dei risultati dei primissimi studi internazionali, teorici e di galleria del vento, relativi ai fenomeni che un velivolo avrebbe incontrato volando a velocità soniche, che erano iniziati già nei primi anni '20 ed avevano cominciato a



*Campini Secondo C.S. 1 versione supersonica in due disegni schematici lievemente differenti tra loro.*

fornire qualche dato significativo intorno al 1928, quando furono pubblicati alcuni interessanti studi relativi a tale argomento. Questi lavori fondamentali sarebbero stati ulteriormente approfonditi negli anni successivi e presentati per la prima volta con una certa organicità nel 1935 a Roma in occasione del già citato Convegno Volta (§ III.5).

Di conseguenza il disegno del velivolo di Campini presentava alcuni aspetti innovativi, come quello relativo al muso della fusoliera, che non era più caratterizzato da una forma arrotondata, bensì da una conica appuntita, mentre le ali colloca-



te in posizione alta avrebbero dovuto avere un profilo piuttosto sottile chiaramente rappresentato in sezione.

L'elaborato proposto mostrava però anche delle grossolane ingenuità costruttive, che non avrebbero consentito di raggiungere le prestazioni desiderate, come quella costituita dai due voluminosi carrelli anteriori di tipo fisso carenato, integrati da un semplice pattino posteriore.

Pur presentando questi aspetti fortemente antitetici, il progetto del C.S.1 era nel suo complesso sufficientemente credibile e tale da rappresentare l'evoluzione estrema del filone costruttivo sperimentale italiano iniziato dal Mattioni e perfezionato sul piano aerodinamico da Stipa, che faceva coincidere l'apparato getto-propulsore del velivolo con la sua intera fusoliera, utilizzando il rivestimento metallico di quest'ultima sia come involucro contenitore dei dispositivi meccanici interni costituenti il motore propriamente detto, che come vero e proprio organo di spinta motrice.

Il progetto di Campini era però nettamente più avanzato rispetto ai due citati, poichè non avrebbe creato il getto d'aria propulsivo solo grazie all'azione dalla presa d'aria dinamica, dell'elica e dell'andamento interno del condotto di scarico, come avveniva sullo Stipa-Caproni, ma avrebbe utilizzato anche un compressore rotativo centrifugo di grandi dimensioni.

Anche il processo di riscaldamento del flusso d'aria compressa non sarebbe avvenuto solo grazie al calore di raffreddamento ceduto dal motore alternativo adoperato, ma sarebbe stato invece grandemente incrementato mediante la combustione di benzina avio effettuata in quello che si potrebbe oggi definire un postbruciatore a piena camera, collocato nella parte posteriore del tubo propulsore prima dell'ugello di scarico e funzionante in maniera sostanzialmente analoga a quello che viene attualmente installato sui moderni velivoli da combattimento.

Il velivolo monoplano ad ala alta sarebbe stato inoltre caratterizzato da una cabina di pilotaggio pressurizzata anteriore biposto in tandem, cui avrebbe fatto seguito una presa d'aria anulare a fessura estesa all'intero sviluppo circonferenziale della fusoliera, che sarebbe stata coadiuvata nel volo a bassa velocità da una serie di aperture d'ingresso poste sulla superficie laterale anteriore della stessa fusoliera, a monte del compressore, chiudibili durante il volo a velocità più elevate.

Alle spalle della cabina di pilotaggio era prevista l'installazione di un motore alternativo radiale direttamente collegato al detto compressore rotativo che, a sua volta, sarebbe stato costituito da due giranti separate, aventi pale multiple di grandi dimensioni di disegno intermedio tra quelle di tipo centrifugo e quelle di tipo assiale.

Queste, nelle intenzioni del progettista, sarebbero state in grado di comprimere adeguatamente il flusso d'aria proveniente dal condotto di captazione malgrado la scarsa potenza fornibile dal motore stellare considerato.

Campini non volle infatti prendere in considerazione l'azionamento del compressore mediante una turbina provvista di una o più giranti dotate di palette multiple, pur essendo perfettamente edotto di tale possibilità, sia a causa delle difficoltà tecnologiche di realizzazione di tale dispositivo che a causa del suo rendimento complessivo che era allora ancora molto basso.



Come ebbe modo di ribadire più volte, egli considerò dannoso sovrapporre ai restanti anche i problemi connessi con lo sviluppo di una adeguata turbina aeronautica, che era ancora ad uno stadio di sviluppo embrionale, anche se nel successivo febbraio del 1932 l'ing. Giuseppe Belluzzo (§ VII.2) avrebbe pubblicamente assicurato di essere in grado di costruirne una pienamente efficiente (Bibl. 5) con le tecnologie ed i materiali allora disponibili in Italia.

A valle l'aria così compressa, addizionata ai gas di scarico, avrebbe dovuto attraversare un radiatore-rettificatore che, oltre a raffreddare il motore alternativo consegnando altro calore al fluido gassoso, ne avrebbe regolarizzato l'andamento dei filetti fluidi eliminando il moto elicoidale impresso loro dalle pale del compressore, in modo da renderli assiali e paralleli tra loro, per poterli poi immettere con perdite minime d'energia nella corona anulare dei condotti di miscelazione con il combustibile, che avrebbero dovuto avere un andamento a tubo Venturi convergente-divergente simile a quello dei normali carburatori d'automobile.

La successiva combustione a piena camera sarebbe avvenuta a valle di questi ultimi ed i gas caldi in pressione prodotti, espandendosi, avrebbero acquistato velocità confluendo subito dopo verso l'ugello di scarico, dove la loro velocità d'espulsione sarebbe stata ancora considerevolmente accresciuta grazie all'andamento convergente del condotto ed all'azione di otturazione parziale dell'ugello di scarico realizzata mediante una spina mobile assiale, avente una forma doppio-conica a pera.

Con questa architettura costruttiva, assolutamente originale ed inedita, Campini aveva previsto di risolvere in maniera ottimale tutti i problemi dei propulsori a getto già individuati per via teorica, evitandone i forti consumi e la bassa potenza erogata al decollo e durante il moto a bassa velocità, facendo funzionare in tale fase di volo il compressore come un'elica intubata a pale multiple ed a basso rapporto di compressione o turboventola ed escludendo l'uso del postbruciatore.

Quest'ultimo sarebbe stato invece inserito a partire da quote e velocità intermedie per potere accrescere subito dopo i valori di queste due stesse grandezze in maniera molto rilevante.

Come abbiamo detto Campini doveva avere già una certa conoscenza dei fenomeni di compressibilità dell'aria che si manifestano all'atto del raggiungimento e superamento del "muro del suono", con la formazione di onde d'urto sul muso del velivolo ed anche in corrispondenza delle prese d'aria.

In questa prima versione del suo C.S.I. egli tenne infatti conto di tali fenomeni adottando gli opportuni accorgimenti necessari, il primo dei quali consisteva nell'adozione di un dispositivo per la variazione della geometria della presa d'aria anulare anteriore, che ne avrebbe modificato la sezione longitudinale di captazione ed efflusso facendola passare da semplicemente divergente in volo subsonico a convergente-divergente in quello supersonico.

Un secondo accorgimento avrebbe invece permesso d'ovviare alla scarsa potenza trasmessa al compressore da parte del motore stellare disponibile, la cui potenza non avrebbe allora superato i 700-800 CV.

Esso, infatti, avrebbe dovuto essere installato in un vano chiuso ed aerodinamicamente carenato per poterne facilmente escludere il funzionamento dopo il raggiungimento di una velocità di volo sufficientemente elevata, per non disturbare il fenomeno di autocompressione dell'aria captata. Questo avrebbe dovuto raggiungere rapporti tanto elevati da innescare il funzionamento a statoreattore del tubo motore del C.S.1, secondo l'antico schema proposto da Lorin nel 1908 (§ II.2).

Nelle intenzioni del progettista la velocità d'eiezione del getto propulsore sarebbe allora dovuta salire fino a valori supersonici per effetto della sola azione del post-bruciatore, rendendo così possibile il raggiungimento delle elevatissime velocità di volo previste.

Le difficoltà di messa a punto dei primi velivoli sonici, che sarebbero state incontrate in Gran Bretagna nella seconda metà degli anni '40 e nei primi anni '50, ci dicono oggi quanto fossero inadeguate le conoscenze in materia disponibili nei primi anni '30.

Il figlio del celebre costruttore britannico Geoffrey De Havilland avrebbe perso la vita in uno dei primi tentativi di superamento della barriera sonica con un velivolo sperimentale provvisto di ala a delta dalle linee decisamente più moderne e funzionali di quelle del C.S.1.

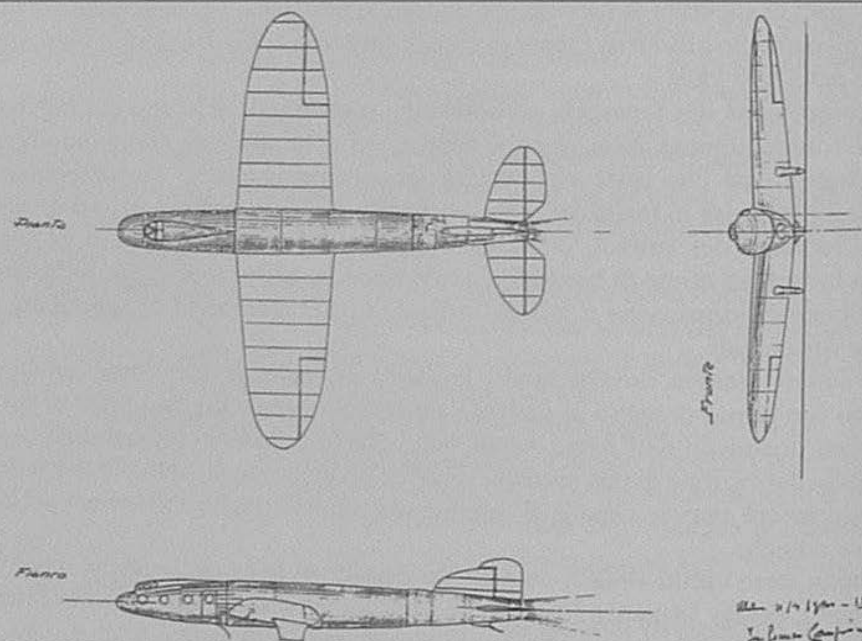
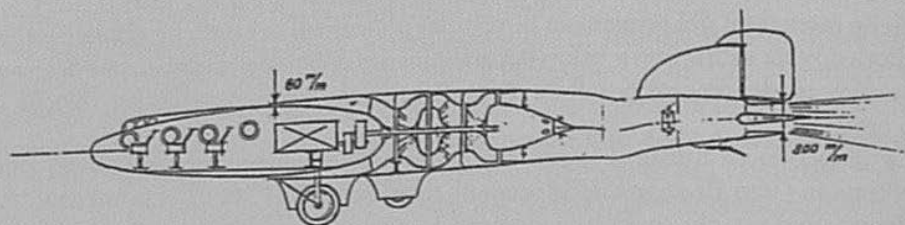
Anche l'analogo lavoro di messa a punto dei primi velivoli a getto con ali a freccia fatto negli Stati Uniti ed in Unione Sovietica sarebbe stato particolarmente complesso.

Sia il North American F-86 americano che il MiG-15 sovietico sarebbero stati infatti capaci di superare la barriera sonica solo in affondata, pur disponendo di turbogetti pienamente affidabili capaci di fornire loro spinte allora assai rilevanti, dell'ordine dei 2.400 kg/s.

La complessità dei fenomeni aerodinamici e strutturali derivanti dal raggiungimento e superamento della velocità sonica, dei quali era stata allora individuata l'esistenza, ma che restavano ancora largamente ignoti, ci fa comprendere come Campini fosse in realtà assai poco accurato nel calcolo preventivo delle prestazioni teoriche dei velivoli che andava proponendo, mentre tendeva generalmente a basarsi su stime di larghissima massima che erano il più delle volte irragionevolmente ottimistiche e tali da inficiare la sua credibilità di specialista in maniera sostanziale.

Egli stesso, tuttavia, dovette intuire la scarsa rispondenza delle stime formulate in questo suo primo progetto di velivolo supersonico, forse per fare presa presso i competenti organismi dell'Arma Aerea, tanto che lo accantonò rapidamente ripiegando sulla definizione di una seconda versione di quello stesso velivolo che avrebbe dovuto essere sempre capace di raggiungere velocità molto elevate ma decisamente subsoniche.

Campini stese infatti almeno un secondo disegno di larga massima del suo velivolo a getto, datato 14 aprile 1931, in tre viste e corredato sempre da una sezione sufficientemente dettagliata mostrante le sistemazioni propulsive interne, che fu nuovamente presentato al Ministero dell'Aeronautica.



Il Campini Secondo C.S. 1 versione subsonica

Il velivolo mostrava ancora una forma affusolata adatta alle alte velocità ma assai più aderente a quello che era lo stato dell'arte aeronautica più avanzata di quegli anni, che era rappresentato dai monopiani metallici con ala a sbalzo e con struttura a rivestimento lavorante, la cui realizzazione cominciava allora ad affermarsi.

Questi velivoli presentavano forme aerodinamiche arrotondate sia nel profilo della parte anteriore della fusoliera che in quello biellittico della pianta alare monopiana, oltre che nel profilo dei timoni verticali ed orizzontali.

Il carrello triciclo era ancora di tipo fisso e carenato ma presentava l'introduzione di un inedito ruotino centrale anteriore di fusoliera che serviva a tenere sollevata la coda rispetto al suolo durante la corsa di decollo mantenendo per quanto possibile orizzontale il getto propulsivo di scarico, per migliorarne il rendimento.

Quest'architettura aerodinamica era per quegli anni decisamente avanzata essendo tipica dei velivoli con prestazioni velocistiche superiori ai 500 km/h che venivano raggiunti e largamente superati solo dagli idrovolanti partecipanti alla Coppa Schneider, mentre i reparti operativi delle aviazioni militari dell'epoca sia da caccia che da bombardamento sarebbero rimasti basati per diversi anni ancora su macchine decisamente più antiche ed assai meno veloci.

La cabina passeggeri diventava a 5-6 posti, ma seguiva ad essere collocata nella parte anteriore della fusoliera ed era seguita dal condotto di adduzione dell'aria di alimentazione all'apparato motore, che partiva da una presa d'aria anulare fissa del tipo a fessura larga solo 60 mm e si estendeva sempre all'intera circonferenza della stessa fusoliera ed era posta subito dopo la cabina di pilotaggio.

L'aria captata mediante un condotto d'ingresso semplicemente divergente sarebbe quindi pervenuta ad un compressore rotativo ancora di tipo centrifugo a due giranti, concettualmente non dissimile da quello della prima versione, ma recante chiari indizi di un processo d'affinazione evolutiva delle relative problematiche costruttive rispetto a quello precedente, poiché la girante centrifuga anteriore costituente il primo stadio di compressione non avrebbe scaricato l'aria in pressione in una semplice camera cilindrica intermedia, ma avrebbe invece usufruito di un apposito condotto di deviazione e guida del flusso che ne avrebbe favorito l'ingresso senza urti nella seconda girante, massimizzando il rendimento fluidodinamico del dispositivo.

Tale compressore avrebbe dovuto essere ancora mosso da un motore alternativo azionante un ruotismo moltiplicatore di giri di tipo non meglio precisato, che era sempre posto in un vano separato della parte retrostante della cabina passeggeri.

L'aria proveniente dal compressore avrebbe poi proseguito il suo cammino raggiungendo una prima camera d'espansione e combustione, avente gli spruzzatori di carburante posti all'interno di una carenatura assiale interna ogivale di tipo fisso, cui avrebbe fatto seguito un ulteriore carburatore a forma di tubo Venturi, che avrebbe strozzato i gas ancora ricchi d'ossigeno, immettendo nuovo carburante ed introducendo la relativa miscela in una seconda camera caudale di combustione.



Subito dopo aver attraversato questo originale sistema di doppia post-combustione il getto di scarico sarebbe stato espulso all'esterno utilizzando ancora un condotto di tipo convergente-divergente, con luce finale di efflusso del diametro di 800 mm parzializzata da una spina fissa.

Mentre il progetto del C.S.1 era ancora in via di elaborazione e presentazione agli organi ministeriali, Campini aveva anche preso contatto con l'ing. Gianni Caproni, al quale aveva inviato, con missiva del 29 gennaio 1931, i suoi due studi teorici sulla propulsione a reazione, esponendogli le nuove idee costruttive che andava maturando e chiedendogli di poterle realizzare con il supporto dei grandi mezzi produttivi di cui l'industriale poteva disporre.

In quello stesso anno il progettista ottenne dal Ministero dell'Aeronautica la commessa per la realizzazione di un propulsore ad idrogetto per motoscafo, per una prima verifica sperimentale della fondatezza delle sue previsioni teoriche e delle sue capacità progettuali in materia.

L'apparato venne realizzato dalle Costruzioni Meccaniche Riva ed installato su un motoscafo appositamente fornito dalla Regia Marina, mentre le prove pratiche di funzionamento vennero effettuate a Venezia l'anno seguente con pieno successo.

Tale realizzazione, la prima del genere in Italia, avrebbe dato luogo nel dopoguerra alla produzione dei sistemi di propulsione a getto per imbarcazioni veloci prodotti dalla Soc. Riva Calzoni.

Anche se questo idrogetto non venne adottato dalla Regia Marina, l'esperimento costituì per Campini un grande successo poichè convinse il generale Valle, Capo di Stato Maggiore dell'Aeronautica, della urgente necessità di prevenire qualsiasi ulteriore iniziativa della Marina nel nuovo campo propulsivo, facendosi diretto promotore, presso Benito Mussolini, della costruzione di uno dei rivoluzionari tipi di velivoli a reazione che, accantonato il C.S.1, l'ingegnere bolognese era tornato a proporre.

L'illustrazione al Duce del progetto del nuovo tipo d'aeromobile presentato da Campini venne fatta personalmente dal generale Valle nel giugno del 1934.

Mussolini, che dal 1929 al 1933 aveva lasciato ad Italo Balbo la titolarità del Ministero per riassumerla subito dopo, comprese rapidamente la novità della proposta ed approvò senza esitazioni la realizzazione del relativo prototipo definendolo "aereo del futuro".

Nel frattempo, tra il 1931 ed il 1932 era iniziata anche la fattiva collaborazione con Gianni Caproni, e Campini cominciò ad utilizzare gli stabilimenti di Taliedo, appartenenti alla stessa Caproni, per effettuare le prime esperienze pratiche di convalida delle sue teorie e di definizione dei parametri di calcolo anche attraverso prove alla galleria del vento; tanto che quando arrivò l'approvazione di Mussolini egli poté passare rapidamente alla progettazione esecutiva del suo nuovo velivolo a reazione.

Questo era caratterizzato da una architettura aerodinamica ed un sistema propulsivo diversi rispetto a quelli presentati dal suo precedente C.S.1 subsonico, pur conservando l'uso di un motoreattore.

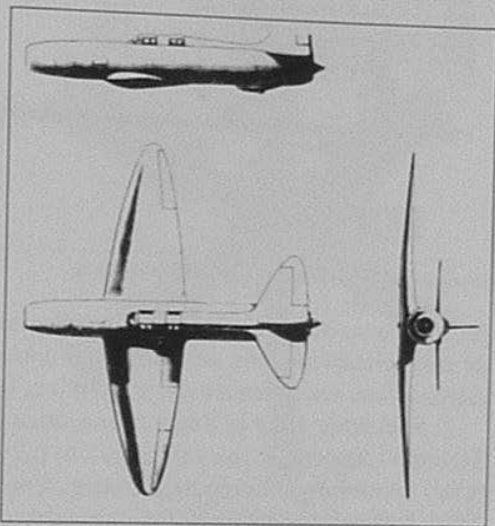


## *V.2: L'aeroplano sperimentale Campini Caproni C.C.2*

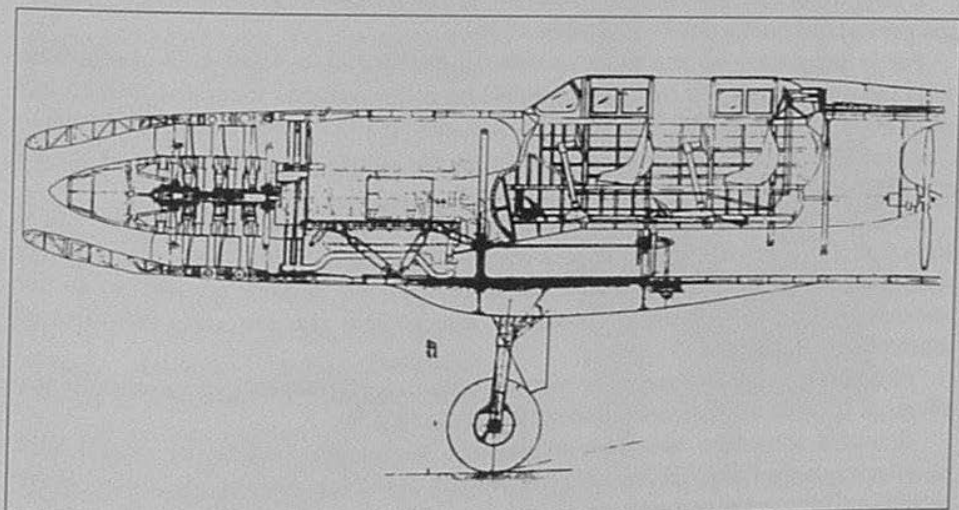
Nella seconda metà del 1934 Campini pose quindi mano alla progettazione esecutiva e costruzione del suo secondo aeroplano a getto avente caratteristiche di volo assai meno spinte del C.S.1 supersonico, e quindi assai più facilmente perseguibili, ed anche di dimensioni nettamente inferiori a quelle del C.S.1 subsonico.

L'impianto propulsivo era ancora basato su di un motore alternativo collegato ad un compressore rotativo, ma usava un motore in linea di minore sezione trasversale rispetto a quella dello stellare previsto per il C.S.1 e quindi collocabile in una fusoliera di diametro nettamente inferiore, azionante un compressore rotativo di tipo assiale, anch'esso di diametro esterno inferiore, ma di disegno e costruzione più complesse di quelle del tipo centrifugo del C.S.1, che non era più collocato posteriormente rispetto al motore a pistoni che lo azionava, ma anteriormente ad esso.

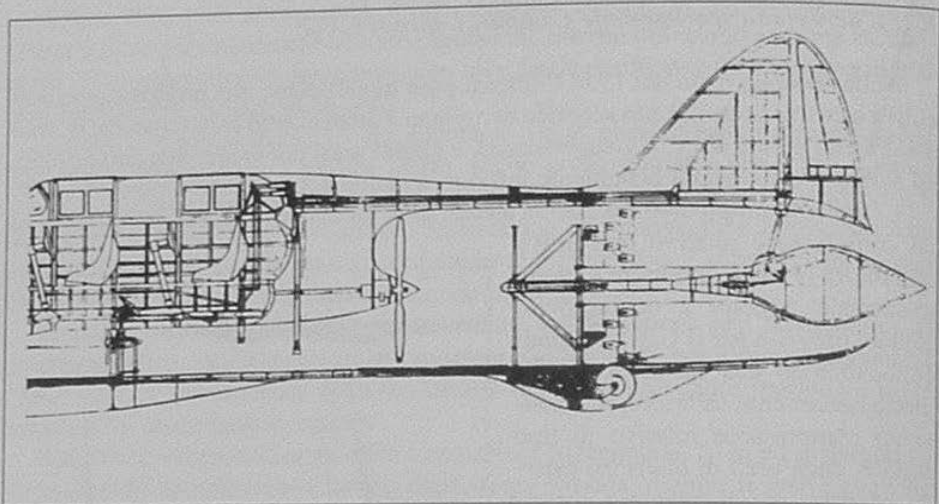
Il nuovo progetto fu caldeggiato presso Mussolini oltre che dal già citato Capo di Stato Maggiore della Regia Aeronautica, anche dal grande



*Disegno originale VENAR del Campini Caproni C.C.2*



*Disegno di progetto del C.C.2 (parte anteriore)*



*Disegno di progetto del C.C.2 parte posteriore*

pilota ed asso Mario De Bernardi, sempre molto ascoltato dal Duce per la sua grande competenza sui temi aeronautici; il quale, lasciato il servizio attivo nella Regia Aeronautica, era diventato dal 1930 pilota capo-collaudatore della stessa Caproni.

Il 5 febbraio 1934 la Regia Aeronautica stipulò quindi con la società intestata a Secondo Campini un regolare contratto per la costruzione di una fusoliera completa dei relativi organi propulsori interni, che sarebbe stata impiegata per la messa a punto e le prove statiche di funzionamento a terra, oltre che di due prototipi completi per i collaudi in volo.

L'importo di tale commessa fu stabilito in 4,5 milioni di lire e la data di consegna prevista fu quella del 31 dicembre 1936.

Per la progettazione esecutiva iniziata in quello stesso 1934 e la costruzione della fusoliera di prova, Campini raggiunse un pieno accordo tecnico-commerciale con l'ing. Gianni Caproni, tanto che, nel successivo 1935, la committente Secondo Campini Milano VENAR venne sostituita da una nuova società Campini-Caproni con sede a Taliedo.

Questo nuovo velivolo sarebbe stato classificato, anch'esso a posteriori, con la sigla C.C.2 (Campini-Caproni 2), ma questa volta con ragione, visto che esso era stato ideato e disegnato da Campini, ma progettato nei dettagli e costruito da una società del gruppo Caproni per conto di una società che era stata intitolata ad entrambi gli ingegneri.

Malgrado ciò tale designazione avrebbe dato successivamente luogo a molti problemi di corretta attribuzione ed identificazione (§V.5).

Il nuovo aeroplano aveva un'architettura totalmente inedita per quegli anni, caratterizzata tra l'altro da una notevole finezza aerodinamica che gli conferiva una grande validità sul piano estetico.

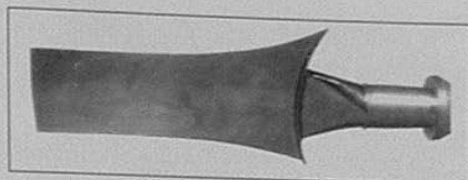
La presa d'aria dinamica diventava anteriore a piena apertura, mentre la lunga cabina di pilotaggio biposto pressurizzata veniva spostata dal muso al centro della lunga fusoliera ed annegata nel suo interno, lasciando emergere solo il lungo tettuccio esterno opportunamente raccordato all'ampio timone verticale posteriore.

Anche l'apparato propulsore presentava aspetti innovativi di grande modernità specie nel disegno del compressore anteriore che era di tipo assiale e costituito da un rotore recante tre distinte giranti, o stadi successivi di compressione, che erano però caratterizzate da un numero ridotto di palette, soltanto 15 per ciascuna di esse, ma di grandi dimensioni come nelle attuali turboventole, ed a passo variabile per eliminare eventuali problemi di stallo alle velocità di flusso dell'aria relative ai diversi regimi di rotazione.

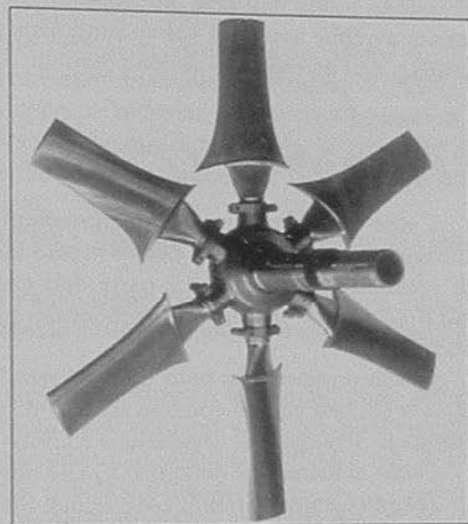
Tali stadi rotorici erano infatti dotati di un avanzato sistema idraulico per la variazione dell'angolo d'incidenza delle palette che sarebbe ricomparso in Italia solo negli anni '60 sul turbogetto General Electric J-79 dell'F-104 "Starfighter".

Essi venivano posti in rotazione all'interno di tre stadi statorici cui faceva infine seguito il radiatore del motore alternativo funzionante anche da raddrizzatore del flusso stesso.

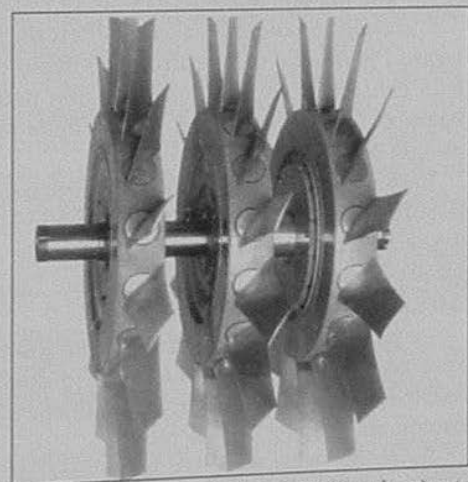
Tale compressore era infatti posto a monte e direttamente azionato da un motore alternativo Isotta Fraschini Delta a 12 cilindri a "V", il quale, nella sua versione più spinta L 121, era a sua volta dotato di un compressore di sovralimentazione e forniva, ma con molti problemi, 900 CV nominali.



*Paletta del compressore*



*Girante sperimentale per prove di resistenza meccanica*



*Un capolavoro tecnologico dell'epoca: la girante completa del compressore del Campini Caproni C.C.2*

Il collegamento tra i due apparati era effettuato tramite una trasmissione ad ingranaggi che era in grado di incrementare notevolmente il numero dei giri dello stesso compressore rispetto a quelli del motore, portandolo ad un valore medio di circa 3.500 giri/min.

La potenza effettiva fornita al compressore da questo tipo di motore alternativo restava tuttavia molto più bassa di quella che sarebbe stata necessaria, tanto che la pressione finale dell'aria ottenibile all'uscita dell'ultimo stadio del compressore stesso avrebbe avuto un valore estremamente limitato, pari all'incirca ad 830-840 mmHg, con un rapporto di compressione di poco superiore ad 1.

### *Il problema della turbina*

Come Campini aveva già ampiamente previsto, il compressore che aveva disegnato avrebbe potuto essere mosso anche da una più potente turbina capace di raccogliere direttamente parte dell'energia termodinamica del flusso di gas caldi combusti uscenti da un processo preliminare di compressione e combustione.

Questi provocavano però un forte riscaldamento della palettatura, che se fosse stata realizzata con un comune acciaio al carbonio sarebbe stata rapidamente deteriorata da fenomeni di ossidazione e corrosione.

Come abbiamo già detto (§II.2) tale dispositivo era noto in Italia fin dai tempi di Cosimo Canovetti (Bibl. 14) e quindi pienamente realizzabile sul piano del disegno fluidodinamico, ma non poteva però essere fabbricato con i comuni acciai inossidabili, contenenti percentuali ridotte di nickel e cromo, che sono resistenti alla corrosione ma non alle temperature di funzionamento superiori ai 500° C.

L'acciaio inossidabile allora fabbricato in Italia venne infatti utilizzato per realizzare l'involucro di rivestimento interno di fusoliera del C.C.2 in corrispondenza della camera di combustione, ma non poté essere usato per la costruzione delle palette di una adatta turbina a causa della presenza del fenomeno dello scorrimento viscoso o "creep".

Esso consiste nella continua deformazione del metallo sotto l'azione congiunta della forza centrifuga agente sulle palette in rotazione ad alto numero di giri e delle alte temperature dei gas provenienti dalle camere di combustione, che le avrebbe portate ad allungarsi progressivamente fino ad urtare contro la parete interna della carcassa metallica di contenimento.

Le palette avrebbero perciò dovuto essere costruite con adatte leghe speciali che oltre ad essere inossidabili avrebbero dovuto essere anche indeformabili ed assai resistenti alle sollecitazioni; materiali che nella prima metà degli anni '30 erano inesistenti sia in Italia che all'estero.

In quegli stessi anni, tali leghe speciali, che in pratica avrebbero dovuto contenere esclusivamente nickel e cromo, dovettero essere messe allo studio, fabbricate e sperimentate anche in Germania e Gran Bretagna.



Anche Frank Whittle ed Hans von Hoain incontrarono problemi analoghi a quelli di Campini, che avrebbero però superato con relativa facilità grazie alla disponibilità di questi stessi metalli ed alle rilevanti capacità delle industrie metallurgiche dei loro rispettivi paesi.

Le scorte di nickel e cromo, nel corso della seconda guerra mondiale, furono però appena sufficienti anche per la Germania; il nickel veniva infatti estratto solo dalle miniere di Kolosjokki, nella Penisola dei Pescatori della Lapponia norvegese, mentre il cromo veniva importato dalla Turchia (Bibl. 76).

Nel caso britannico, in particolare, le ricerche di un adatta lega per palette di turbina ruotanti a 15.000 giri/min ed a temperature massime dell'ordine di 700° C furono effettuate dalla Mond Nickel Company su richiesta del governo britannico.

Il risultato fu la produzione di una lega contenente circa l'80% di nickel ed il 20% di cromo, denominata Nimonic 75 che venne realizzata nel 1940, mentre nel 1941 fu messa a punto anche la Nimonic 80.

Esse vennero utilizzate su tutte le turbine a gas aeronautiche costruite in Gran Bretagna.

In seguito un numero grandissimo di nuove leghe adatte a questo tipo d'impiego, circa 400, sarebbe stato realizzato e messo a disposizione in tempi relativamente brevi anche dagli americani.

Nello specifico settore metallurgico delle leghe speciali tutti questi paesi erano assai più avanzati del nostro, che era rimasto al palo per oltre un quinquennio anche a causa dell'applicazione delle sanzioni che erano state decise nel 1935 dalla Società delle Nazioni al tempo della guerra d'Etiopia.

La produzione mondiale di nickel in particolare era allora controllata quasi al 100% dai paesi anglosassoni e dalla Francia essendo proveniente in grande parte da giacimenti canadesi e della Nuova Caledonia.

L'embargo sui metalli strategici che ne derivò, rese quindi difficilmente reperibili per il nostro Paese i metalli pesanti usati nella costruzione di turbine.

Da noi, inoltre, il nickel, con il rame e lo stagno, rientrava tra i più costosi materiali pregiati, tanto che negli anni immediatamente precedenti l'inizio della seconda guerra mondiale, pur essendo ormai cadute le dette sanzioni, l'assottigliamento delle riserve auree derivante dalle guerre d'Etiopia e Spagna ne impedì un approvvigionamento effettivamente commisurato alle necessità del Paese (Bibl. 37).

All'atto dello scoppio della seconda guerra mondiale l'Italia disponeva infatti di scorte di nickel ammontanti a sole 250 t, sufficienti a coprire il fabbisogno di soli 20 giorni di normale produzione industriale già in atto.

Una fornitura in corso di 100 t era rimasta bloccata in Norvegia a seguito di un diretto intervento ostruzionistico britannico, malgrado l'Italia avesse dichiarato la sua non belligeranza.

La situazione era rimasta quindi estremamente grave, tanto che venne preventivato il recupero forzoso di circa 2.500 t di monete in lega di nickel che erano allora in circolazione, i cosiddetti nichelini da 20 centesimi, che erano stati in



gran parte tesaurizzati dalla popolazione, in quanto tutti sapevano che il valore del metallo con cui erano fatti superava ampiamente quello d'emissione.

L'altro materiale fondamentale per la fabbricazione delle palette di turbina, costituito dal cromo, veniva invece importato in Italia dalla Turchia.

La sua disponibilità decrebbe rapidamente a partire dal 1939-40, poiché il governo turco fu contattato dai britannici che acquistarono tutta la relativa produzione, malgrado non ne avessero alcuna necessità, per impedirne l'approvvigionamento da parte Italiana.

La costruzione anche di una singola turbina sperimentale avrebbe richiesto alcune centinaia di chilogrammi di questi due preziosi metalli, mentre la produzione in serie ne avrebbe richieste diverse centinaia di tonnellate, che tra il 1935 ed il 1940 erano quindi del tutto irripetibili.

Questi gravissimi limiti penalizzarono in maniera sostanziale l'opera di Campini, inibendogli di fatto ogni possibilità di realizzare una turbina di caratteristiche adeguate.

Dopo l'occupazione dell'Albania la disponibilità di cromo venne ripristinata con l'avvio dell'importazione di minerali provenienti da questo stesso paese, mentre quella del nickel avrebbe invece avuto un'evoluzione nettamente più favorevole solo dopo la sconfitta e l'occupazione della Grecia, data l'esistenza in quel paese di un minerale a base di nickel denominato "lokris" del quale venne rapidamente avviata l'importazione di ben 5.000 t al mese.

Pertanto iniziò subito la produzione di ghise contenenti il prezioso metallo, mentre in seguito fu messo a punto il relativo processo di estrazione di nickel industrialmente puro.

Nel corso della guerra la sua disponibilità crebbe quindi notevolmente, tanto che ai primi di luglio del 1943 ne era stata accumulata una riserva pari a 1.300 t.

Come vedremo, a guerra ormai inoltrata ed a seguito di questa positiva evoluzione delle scorte, sia Secondo Campini (§V.4) che Giuseppe Belluzzo (§VII.2) ricominciarono a lavorare alacremente alla realizzazione di due prototipi di turboeliche di loro ideazione, anche se le leghe che sarebbero state effettivamente disponibili sarebbero rimaste ben lontane dal raggiungere le prestazioni di resistenza meccanica richieste per un funzionamento a temperature molto elevate, tanto che entrambi i progettisti avrebbero messo in preventivo il ricorso ad adeguati sistemi di refrigerazione forzata delle palette delle turbine da loro stessi ideate, che avrebbero dovuto essere del tipo a circolazione d'acqua e glicol per Campini e ad aria per Belluzzo.

Quanto detto chiarisce a sufficienza quali siano stati i motivi reali che furono alla base della scelta a suo tempo operata da Campini di ricorrere ad un motoreattore.

Occorre inoltre sottolineare che in un turbogetto la parte più complessa e difficile da disegnare è il compressore, che può facilmente andare incontro a malfunzionamenti tipici come il pompaggio o lo stallo, mentre per la turbina i problemi fluidodinamici sono meno rilevanti, al contrario di quelli metallurgici anzidetti che risultano invece determinanti.

Le capacità progettuali di Campini sono quindi rese evidenti dal fatto che egli seppe disegnare un compressore assiale sofisticato, essendo dotato di palette ad incidenza variabile e quindi assai valido sul piano fluidodinamico, pur essendo dotato di tre soli stadi di palette di grande lunghezza e forte corda per l'esigenza di trattare una grande massa d'aria fornendo un rapporto di compressione poco elevato appena superiore a 2 solo a quote medie, mentre ad esempio il quasi coevo Junkers Jumo 004 del Messerschmitt Me.262 raggiungeva un rapporto pari a 3,7, ma con ben 8 stadi di compressione.

Questa scelta apparentemente riduttiva era in realtà determinata dal fatto che, per forza di cose, egli era dovuto ricorrere ad una fonte d'energia meccanica primaria d'azionamento assai meno potente di una turbina, adottando un classico motore alternativo da 900 CV che sarebbe stato incapace di fornire ad un compressore più spinto la potenza motrice necessaria.

Campini dovette perciò ridurre il numero di giranti, limitando di conseguenza in maniera sostanziale sia il rapporto di compressione totale in uscita che il rendimento del postbruciatore posto a valle, a causa dell'eccesso di aria usata, tagliando così drasticamente già in partenza le prestazioni complessive che avrebbe potuto ottenere dal suo motoreattore, ma non l'ottimistica fiducia che in esso egli avrebbe seguito a riporre.

La nuova disposizione del compressore a monte del motore alternativo sarebbe stata infatti particolarmente promettente, visto che avrebbe dovuto favorire anche il ripristino della potenza in quota di quest'ultimo, anche se in realtà, dopo alcune prove, l'Isotta Fraschini avrebbe seguito a mantenere il suo compressore meccanico centrifugo posteriore di sovralimentazione.

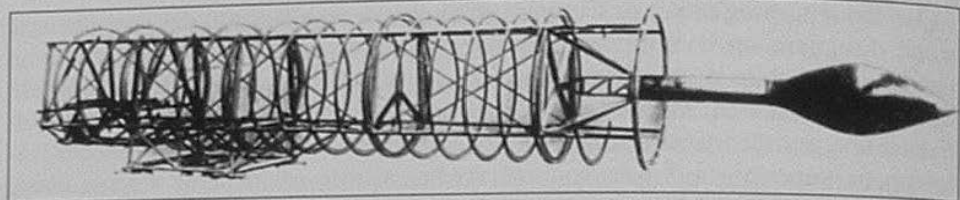
Il problema della mancanza di leghe resistenti alle alte temperature, inoltre, non sarebbe stato completamente eliminato poichè sarebbe ricomparso nel postbruciatore, il cui rendimento dipende dalla temperatura massima di riscaldamento raggiunta nel suo interno dai gas di scarico.

Anche questa dovette perciò essere limitata presumibilmente a non più di 500 °C dosando l'eccesso d'aria usata.

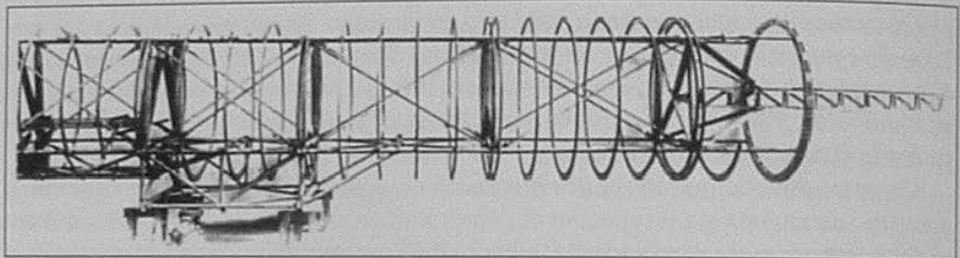
Pur presentando questi limiti congeniti di funzionamento la rivoluzionaria macchina "senza elica" di Campini venne messa in costruzione con notevole fiducia su quello che sarebbe stato il risultato finale complessivo.

Le parti aerodinamica e strutturale del velivolo vennero definite con la consulenza degli ingegneri Verduzio e Pegna, ma tutto il resto fu essenzialmente opera dello stesso Campini e malgrado alcune concessioni alle teorie aerodinamiche prevalenti in quegli anni come l'ala a gabbiano inversa di grosso spessore con profilo in pianta ellittico, adottata per ridurre la resistenza indotta, che già alla fine degli anni '40 lo avrebbe reso irrimediabilmente datato, esso aveva un evidente aspetto innovativo dato dalla modernissima e ben avviata fusoliera tubolare dotata di presa d'aria circolare anteriore, che sarebbe ricomparsa solo sui jet americani, sovietici e svedesi dei primi anni '50.

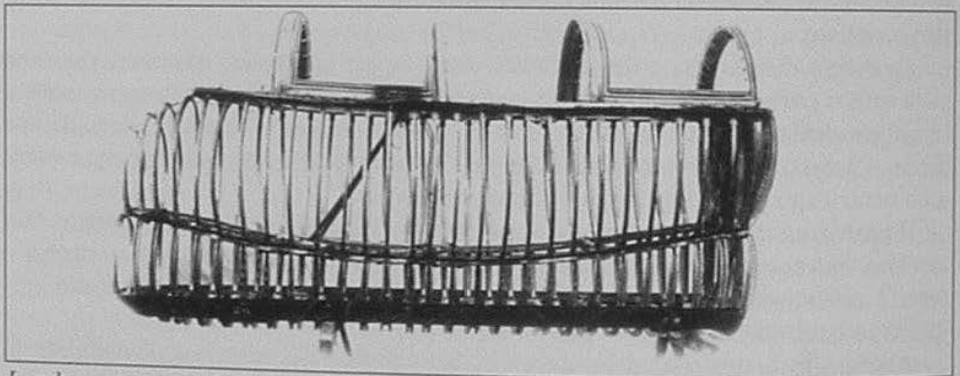
Le prove aerodinamiche volte alla determinazione dei necessari parametri di progetto e la conseguente definizione e costruzione del primo complesso isolato



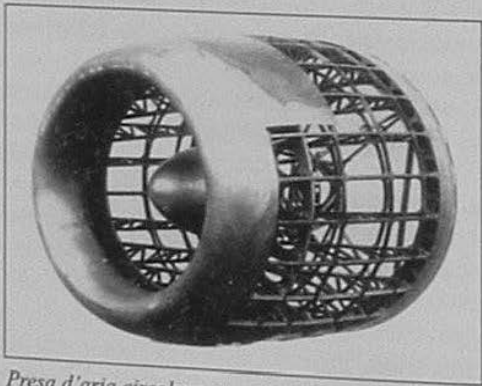
*La struttura posteriore del C.C.2 con spina di parzializzazione dell'ugello di scarico già montata*



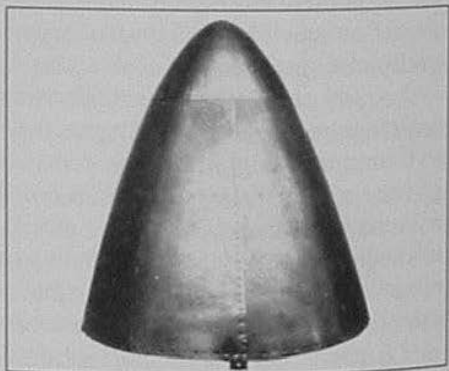
*La struttura posteriore di fusoliera del C.C.2*



*La robusta struttura della cabina di pilotaggio biposto pressurizzata*



*Preso d'aria circolare anteriore*



*Ogiva anteriore*

fusoliera-propulsore durarono però molto più del previsto: circa 3 anni invece dell'anno preventivato.

Il relativo progetto esecutivo venne infatti approvato solo nel 1936.

Nel frattempo anche i costi di produzione erano lievitati notevolmente di almeno il 30%, tanto che nel 1937 Campini dovette chiedere al Ministero dell'Aeronautica una ridefinizione del contratto già stipulato con la dilazione dei tempi di consegna ed un aumento dei fondi stanziati.

Venne concessa la proroga al 31 dicembre 1938, ma con un incremento del finanziamento assai limitato, pari ad appena il 16,5%: da 4,5 a 5,2 milioni di lire.

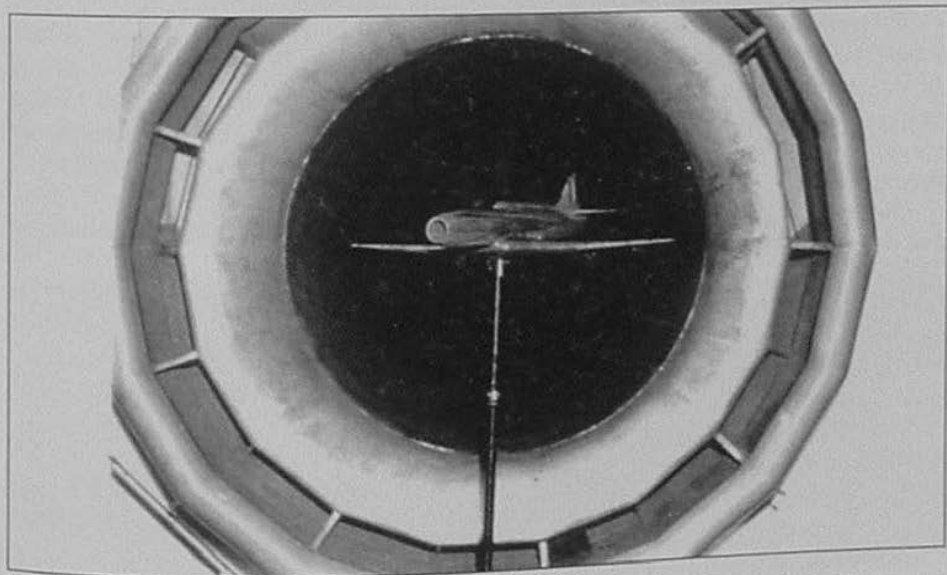
Altre due richieste di maggiorazione analoghe sarebbero state invece successivamente respinte.

Nell'agosto 1937 vennero effettuate le prove di misurazione al banco della spinta statica erogata dal complesso isolato fusoliera-propulsore che dettero un valore massimo di quest'ultima con postbruciatore inserito pari a 650 kg. (620 secondo alcune fonti), migliorabile, ma già allora ritenuto sufficiente ad assicurare il decollo.

Precedentemente, nel 1936, era iniziata anche la costruzione dei due prototipi completi, il primo dei quali ricevette l'accertato numero costruttivo di fabbrica NC 4.849, mentre il secondo quello presuntivo NC 4.850, anche se presso la Caproni sarebbero stati individuati sempre come Campini 1° e Campini 2°, mentre la Regia Aeronautica dovrebbe aver assegnato loro le matricole militari rispettive MM487 ed MM488.

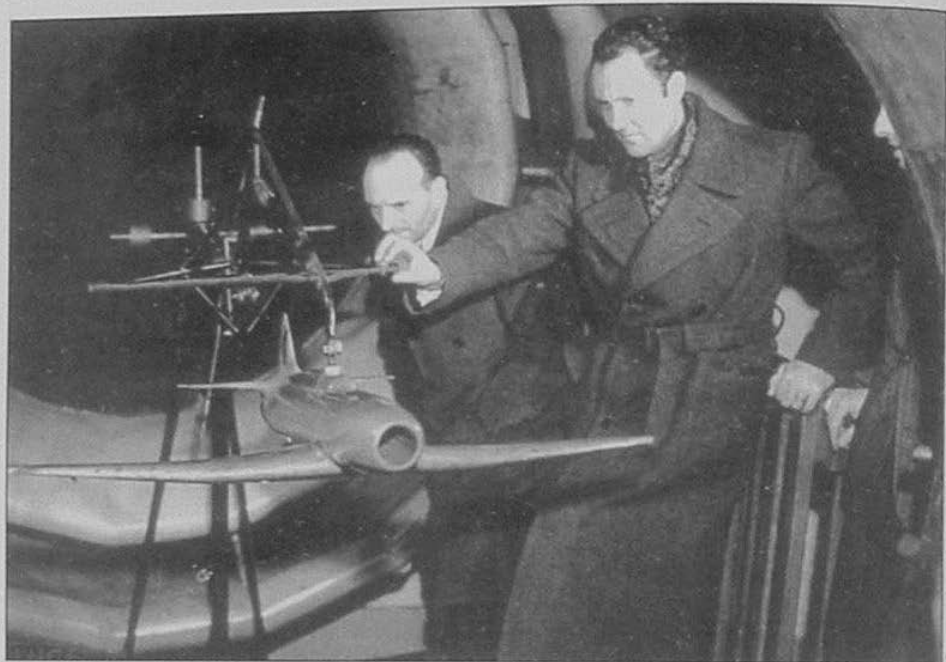
Il velivolo NC 4.850 fu completato per primo nel 1940, mentre lo NC 4.849 sarebbe stato completato solo l'anno successivo.

A costruzione ultimata questi prototipi risultarono afflitti da un aumento del peso a vuoto rilevantissimo, pari ad oltre il 30% rispetto a quello inizialmente calcolato.



*Il modellino ligneo del C.C.2 in prova nella galleria del vento*





*Secondo Campini prova alla galleria del vento il modello ligneo del C.C.2. Dietro di lui Mario De Bernardi*

Il valore definitivo risultò infatti di 3.600 kg mentre quello normale al decollo sarebbe stato prima di 4.200 kg, portati in seguito a 4.400 kg a causa dell'incremento del carico massimo di carburante trasportato nei voli di collaudo.

Malgrado ciò venne mantenuta la configurazione biposto della pesante e lunghissima cabina stagna pressurizzata, che appare oggi del tutto ingiustificata per un dimostratore sperimentale, ma che trovava allora una motivazione logica in una maggiore sicurezza nella condotta del previsto volo a quote stratosferiche e forse anche in vista di una più rapida trasformabilità di tale tipo di velivolo in aereo militare operativo.

Questa grossa incongruenza avrebbe però finito con l'avere una influenza negativa determinante sull'andamento finale dell'intero progetto.

I collaudi in volo dello NC 4.850 o Campini 2° vennero affidati all'asso Mario De Bernardi, che in una sua testimonianza giornalistica disse che il velivolo staccò per la prima volta le ruote da terra il 30 aprile 1940, dopo un decollo lunghissimo, superando di misura una bassa cortina d'alberi che delimitava la pista, effettuando subito dopo il giro del campo per tornare rapidamente a terra (Bibl. 36).

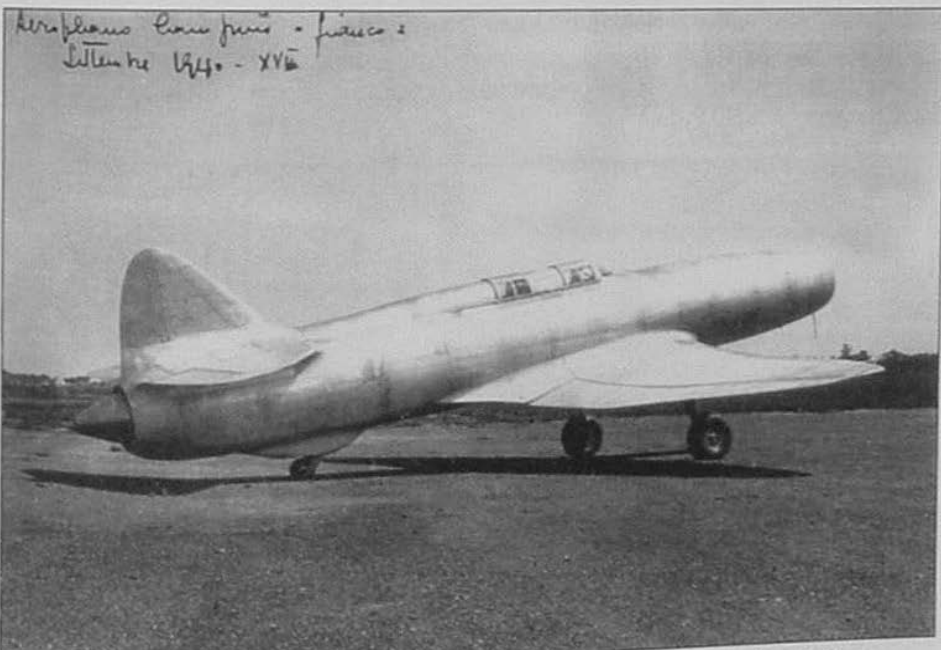
Questo primo distacco da terra, se avvenuto, non fu però reso noto, tanto che nel luglio dello stesso anno l'Ufficio di Sorveglianza Tecnica Aeronautica (USTA) del Ministero presso la Caproni comunicò a Roma che il velivolo poteva al massimo compiere qualche rullaggio.

Stando quindi agli atti ufficiali, oggi si ritiene che De Bernardi abbia confuso





*Uno dei due prototipi in via di completamento*



*Il prototipo NC 4.850 del C.C.2, 2° esemplare completato per primo nel settembre 1940*



*Altra vista dello NC 4.850*

le date, mentre nella realtà tale primo brevissimo balzo in volo, condotto secondo la migliore tradizione tipica dei collaudatori più abili, potrebbe anche essere effettivamente avvenuto in maniera riservata con lo scopo di verificare se l'appesantito velivolo fosse effettivamente in grado di decollare da una normale striscia aeroportuale del tempo.

Il primo vero volo ufficiale di prova avvenne invece il successivo 27 agosto alle 19.30 con una durata di 10 min, incontrando una marcata tendenza a picchiare, mentre il primo volo di collaudo contrattuale avvenne il 16 settembre, con una durata di 5 min.



*Uno dei due prototipi completato e verniciato con fascia bianca e contrassegni*

Presidente della commissione militare di collaudo era l'ing. Stefanutti che prima della prova esprime la sua preoccupazione per la lunghezza della pista di Taliedo, che egli riteneva insufficiente, ma grazie all'abilità di De Bernardi tutto andò ancora una volta per il meglio.

Sempre secondo la versione ufficiale, confermata dall'interessato, dopo tale data il celebre pilota ebbe un incidente che lo fece precipitare nella tromba di un ascensore con la conseguente frattura di un piede.

I collaudi in volo del C.C.2 ebbero quindi una interruzione e ripresero solo l'11 aprile del successivo 1941, ma utilizzando l'altro prototipo, il Campini 1°, che nel frattempo era stato completato e che fece in quella stessa data il suo primo volo.

Il Campini 2° svolse invece, in quel periodo d'interruzione dei voli, una intensissima serie di circa cinquanta prove di collaudo del motore al suolo, per una durata complessiva di circa 25 h di funzionamento e tornò a volare per l'ultima volta il 31 agosto del 1941, dopo di che fu messo a terra definitivamente.

I voli di collaudo del Campini 1° proseguirono invece presso la ditta con altri 7 voli di prova nel 1941, l'ultimo dei quali di lunga durata, da capitolato contrattuale, pari ad un'ora, fino al celebre volo del 30 novembre di quello stesso anno, effettuato per trasferire il velivolo da Milano al centro sperimentale di Guidonia nei pressi di Roma.

Esso sarebbe stato ufficialmente registrato come il primo al mondo di un aeroplano a reazione, con la conquista dei relativi records di velocità distanza e durata.



*De Bernardi e Pedace (in combinazione di volo) prima del volo record*



*Il C.C.2 ripreso in volo*

Venne effettuato con a bordo come secondo membro d'equipaggio l'ing. Giovanni Pedace, capo dell'Associazione Pionieri dell'Aeronautica e si svolse tra le ore 14.47 e le 16.58, comportando una deviazione verso Pisa per evitare formazioni temporalesche sugli Appennini.

La durata fu di 2 h 11 min 24 sec. con una velocità media molto bassa, di appena 217,147 km/h, tanto che molti ritennero che fosse stato effettuato un atterraggio intermedio a Pisa che invece non avvenne.

Il reattore era stato infatti spinto dal solo getto freddo derivante dell'azione delle ventole del compressore senza che fosse stato fatto un sistematico uso del postbruciatore, per evitarne i forti consumi e garantire in tal modo la necessaria autonomia di trasferimento.

Il primo volo assoluto di un velivolo a getto era però già avvenuto a Rostock in Germania il 27 agosto 1939 con l'Heinkel He.178 "V1" dotato di un motore HeS 3B da 450 kg di spinta, ma le autorità germaniche non ne avevano dato annuncio per ragioni di segretezza militare.

Esso non venne quindi comunicato alla Federazione Aeronautica Internazionale e per molti anni il Campini-Caproni rimase registrato a Parigi come il primo velivolo a getto al mondo ad avere effettivamente volato.

Il mattino dopo il C.C.2 NC 4.849 venne visionato a Guidonia dal Duce ed in quello stesso giorno De Bernardi venne telefonicamente invitato ad eseguire un volo dimostrativo su Roma sulla direttrice di via dell'Impero abitualmente usata per le parate aeree militari.

Tali passaggi vennero annunciati dalla radio e furono regolarmente effettuati a bassa quota, tanto che la macchina fu vista distintamente da moltissimi romani che

rimasero sorpresi sia per il suo aspetto inusuale che per il rumore emesso, che era ovviamente diverso da quello dei motori ad elica, ma anche dal sibilo dei moderni jet, risultando invece abbastanza simile a quello di una grossa sirena.

L'assenza dell'elica spinse poi molti spettatori a credere che il nuovo aereo fosse totalmente privo di motore.

Il fenomeno della propulsione a reazione era infatti del tutto sconosciuto presso il grande pubblico, tanto che per divulgarne il principio di funzionamento venne realizzato in quello stesso periodo un documentario cinematografico intitolato: *Aria e fiamme*, basato su modellini di congegni a reazione antichi e moderni fatti costruire appositamente per diretto interessamento di Mario De Bernardi.

### *I collaudi in volo di Guidonia*

Malgrado questi primi risultati fossero particolarmente brillanti sul piano spettacolare, i successivi collaudi del C.C.2 NC 4.849, che vennero effettuati a Guidonia nel corso del 1942, furono travagliatissimi.

Dopo l'installazione delle apparecchiature di misurazione, ai primi di gennaio, venne programmato un primo volo per la calibrazione del dispositivo rilevatore della velocità che dovette essere rinviato per il cattivo tempo.

Un secondo tentativo venne effettuato il successivo 13 gennaio, ma venne individuata una perdita d'acqua di raffreddamento del motore Isotta Fraschini il cui ottavo cilindro lato scarico presentava una frattura nella testata.

Il motore dovette essere sostituito, ma durante il successivo riassetto dell'unità sostitutiva furono scoperte delle rotture nel giunto d'accoppiamento dell'albero del rotore del compressore, con frattura di alcuni denti del relativo innesto ed una grave cricatura sull'albero del rotore stesso.

L'intero blocco rotante del compressore fu quindi rinviato a Taliedo per le conseguenti riparazioni (o sostituzione).

Tale particolare costruttivo venne restituito ai primi di aprile e riassetto, ed il 6 di quello stesso mese poté essere effettuato un primo volo di ambientamento e di calibrazione della strumentazione.

Al peso totale di 4.217 kg la corsa di decollo fu di circa 800 m.

Il 9 aprile fu fatto un nuovo volo di prova per la misurazione della velocità di salita a 1.000 m di quota, ma la gamba sinistra del carrello rimase abbassata per il bloccaggio di una valvola del sistema idraulico.

Mancando il dispositivo di ritrazione manuale, il pilota fu costretto a tornare a terra effettuando un atterraggio d'emergenza su una sola ruota, con conseguenti danni al ruotino di coda e la rottura di una nervatura di rinforzo dell'ala in corrispondenza del vano d'alloggiamento del carrello.

Anche il motore Isotta Fraschini aveva dato notevoli noie per il suo funzionamento irregolare accompagnato da surriscaldamento.

Fatte le necessarie riparazioni, potenziato il sistema di raffreddamento con con-



seguenti prove al banco e messi a punto tutti i dispositivi, venne compiuto un secondo volo il 10 giugno con misurazioni della velocità di volo orizzontale fatte su due passaggi livellati eseguiti a mille metri di quota con postbruciatore inserito.

Il rilievo venne effettuato con il cineteodolite, ma risultò alterato da una eccessiva deriva. La velocità media misurata risultò pari a 292 km/h.

Vennero quindi eseguite prove di consumo a terra che registrarono un fabbisogno orario di circa 1.500 l di carburante per ora di funzionamento del postbruciatore, più che doppio rispetto a quello preventivato in un massimo di 788 kg/h per 750 kg di spinta, cui andavano aggiunti altri 300 kg/h consumati dal motore alternativo Isotta Fraschini.

Il carico di carburante massimo previsto venne quindi accresciuto di quasi 200 kg.

Un nuovo tentativo di volo eseguito il 12 giugno fu inizialmente frustrato dal portellone del vano carrello destro che rimase aperto.

Risolto tale problema e tornato in volo l'aereo si rifiutò di superare i 700 m di quota per perdita di potenza del motore alternativo, che presentava nuove perdite di liquido di raffreddamento con conseguenti surriscaldamenti.

Il 23 luglio si ruppe la gamba del carrello destro in rullaggio con danni fortunatamente lievi.

Dopo un altro tentativo del 26 agosto, abortito per malfunzionamento del postbruciatore, il giorno successivo tutto si svolse regolarmente e fu quindi effettuato un volo di collaudo completo con registrazione degli unici dati di volo ufficiali che sarebbero rimasti disponibili.

Al peso di 4.409 kg alla quota di 4.050 m con 2.300 giri del motore ed 830 mmHg di pressione, la velocità senza bruciatore risultò pari a 316,5 km/h.

A 3.000 m di quota e con un numero di giri pari a 1.750 giri/min con pressione interna di 804 mmHg ancora con getto freddo venne registrata invece una velocità di 325 km/h.

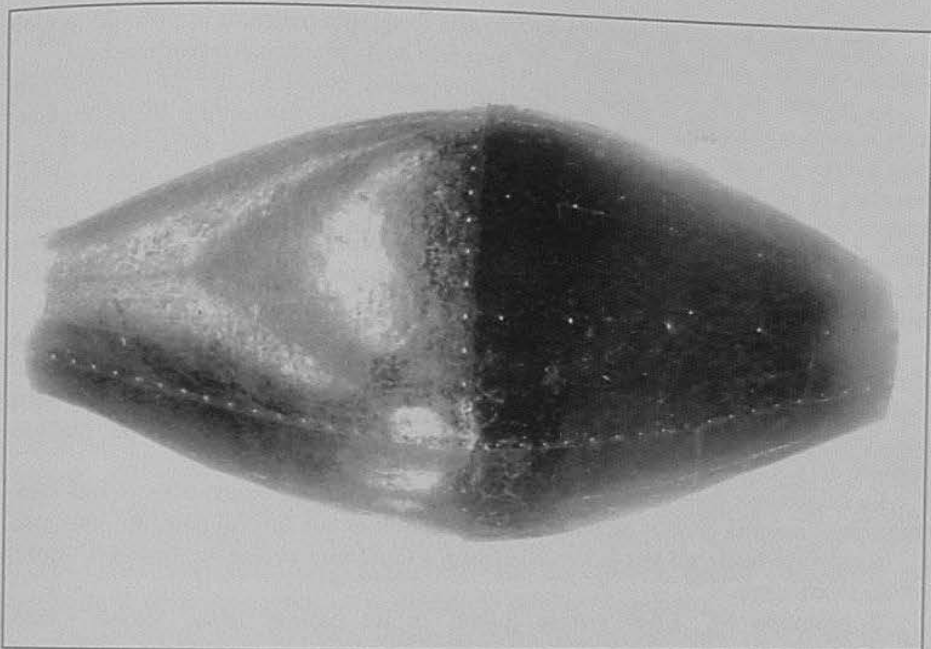
Sempre a quest'ultima quota con 2.020 giri/min, 834 mmHg di pressione e bruciatori pienamente inseriti, la velocità crebbe a soli 359,5 km/h.

Il tempo di salita a 1.000 m con bruciatori inseriti risultò di 9 min con velocità ascensionale di 1,80 m/sec, mentre la salita a 4.000 metri senza bruciatori richiese invece ben 44 min.

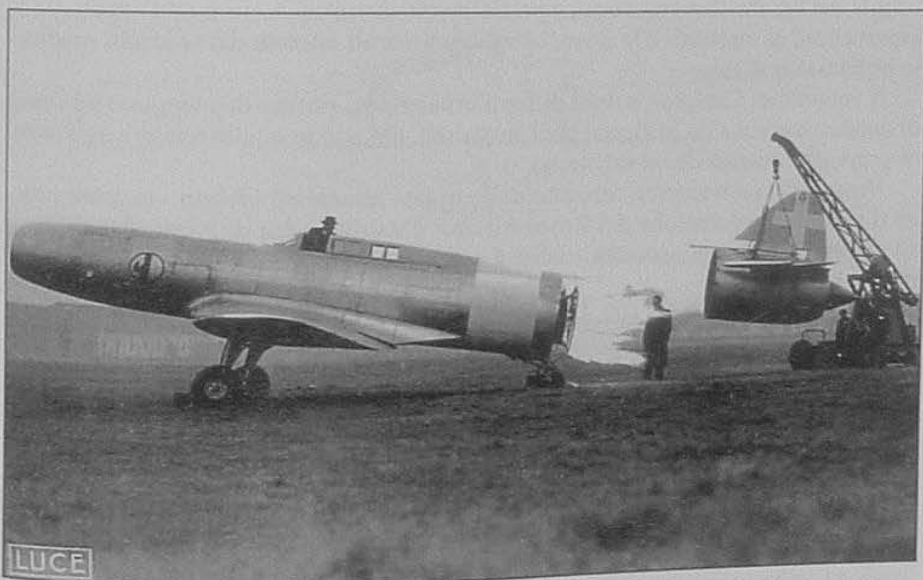
La velocità registrata era in realtà solo marginalmente inferiore di circa l'11,5 % rispetto a quella preventivata teoricamente in 400 km/h alla stessa quota, mentre il velivolo avrebbe dovuto raggiungere gli 800 km/h a 8.000 m, quota manifestamente irraggiungibile per eccessivo peso e scarsità di potenza disponibile.

Le prestazioni insufficienti del velivolo erano state influenzate negativamente anche da alcuni difetti facilmente eliminabili con un più accurato disegno di progetto, come quello particolarmente grave relativo al posizionamento della spina di parzializzazione dell'ugello di scarico, la cui posizione non era prefissabile a valori costanti durante il volo, ma soggetta invece a continue variazioni.

Tale difetto dovette essere eliminato in via breve dal costruttore tramite il prefissaggio della spina stessa in una posizione costante ottimale con ovvie perdite di rendimento propulsivo.



*La spina di parzialeizzazione dell'ugello a forma di pera doppio conica*



*Prova del post-bruciatore a terra*

Altro grosso inconveniente era dovuto alla frequente apertura in volo dei portelloni di chiusura del vano carrello, con aumento della resistenza aerodinamica.

Le prestazioni di volo erano state negativamente condizionate da tali problemi con la conseguente difficoltà di mantenimento del volo orizzontale livellato, tanto che a terra qualcuno ipotizzò, a torto, che De Bernardi volesse artatamente incrementare la velocità di volo massima registrata compiendo passaggi non perfettamente orizzontali ma in leggera picchiata (Bibl. 59). Tutti questi inconvenienti erano comunque trascurabili rispetto a quello costituito dal consumo del postbruciatore, che venne allora ritenuto spaventoso, ed al quale non corrispondeva l'atteso marcato incremento della spinta propulsiva.

Se si pensa invece che un moderno statoreattore ad autocompressione d'aria, funzionante solo grazie all'azione del proprio bruciatore, comincia a fornire una spinta di entità appena apprezzabile solo dopo aver raggiunto una velocità minima dell'ordine dei 320-340 km/h, si deve constatare che il comportamento del postbruciatore del C.C.2 non era affatto scadente ma rientrava quasi nella norma.

La valutazione delle potenzialità del velivolo di Campini venne considerata effettuata dalle autorità militari preposte ed i voli sperimentali furono pertanto interrotti.

Il rapporto finale sui test di prova eseguiti a Guidonia venne redatto nell'ottobre dello stesso anno.

Il prototipo NC 4.849 rimase quindi in un hangar dello stesso Centro Sperimentale dove fu colto dagli avvenimenti che seguirono l'armistizio dell'8 settembre 1943.

Il 24 ottobre dello stesso anno le installazioni del Centro Sperimentale furono colpite dai bombardamenti alleati e parzialmente distrutte. A tali danni seguirono le asportazioni di materiali e le demolizioni intenzionali operate dai tedeschi mediante brillamento di mine.

Il velivolo di Campini, a detta di fonti britanniche, rimase danneggiato ad opera di queste ultime e solo in alcune parti strutturali, ma non in quelle relative agli organi propulsivi interni che si salvarono.

Venne successivamente ritrovato dalle truppe alleate ed inviato via mare presso il centro di valutazione del Royal Aircraft Establishment di Farnborough dove fu sottoposto ad una accurata analisi tecnica, terminata nel febbraio del 1946 e mai più restituito.

L'altro prototipo del C.C.2, lo NC 4.850 rimase invece nel Nord-Italia, non subì danni e venne recuperato dopo il termine del conflitto, ma fu trovato privo del compressore assiale e del motore Isotta Fraschini.

La cronologia delle prove di volo eseguite a Guidonia sull'NC 4.849 e le relative sostituzioni di organi critici sicuramente non riparabili con interventi parziali, come quella dell'innesto dentato dell'albero del rotore del compressore, unita all'esiguità dei finanziamenti contrattuali concessi, suggeriscono l'ipotesi, difficilmente verificabile, che l'apparato propulsore dell'NC 4.850 sia stato cannibalizzato agli inizi del 1942 per fornire le parti di ricambio che furono utilizzate nel corso dei collaudi a Guidonia dell'NC 4.849.

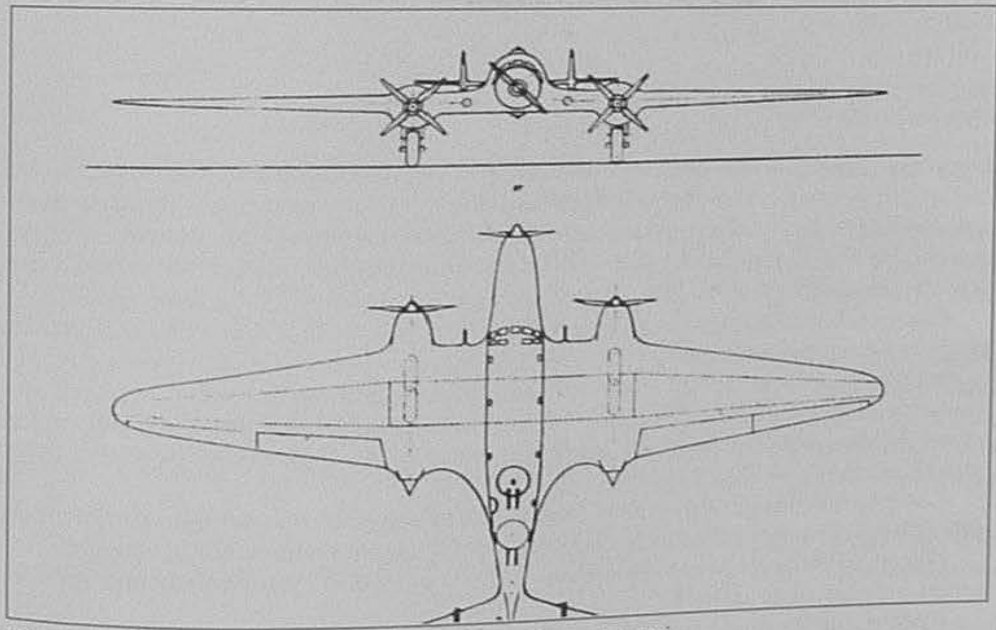
Nel 1952 il C.C.2 NC 4.850 venne recuperato a Ponte San Pietro (Bergamo) dall'Amministrazione Militare che ne era proprietaria e destinato all'esposizione permanente presso il Museo Storico dell'Aeronautica Militare italiana che andava costituendosi, subendo diversi trasferimenti anche per partecipare a mostre e manifestazioni celebrative, fino a trovare una sistemazione nella sede definitiva prescelta per tale Museo presso la base idrovolanti di Vigna di Valle sul lago di Bracciano, dov'è tuttora esposto.

La fusoliera isolata di prova venne invece ceduta al Museo della Scienza e della Tecnica di Milano.

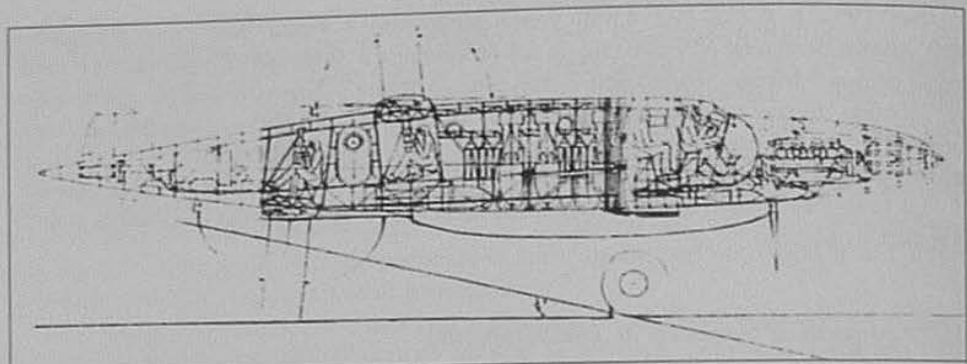
### *V.3: I progetti di bireattori da combattimento*

Le prove date dal Campini Caproni C.C.2 furono considerate scadenti dai competenti organi della Regia Aeronautica, che ne trassero un'impressione complessivamente sfavorevole, che, come abbiamo visto, sarebbe stata confermata nel 1944 alla commissione alleata d'indagine proprio dall'allora comandante del Reparto Sperimentale di Volo di Guidonia che le aveva condotte, il col. ing. Pier Luigi Torre, motorista di notevole competenza che, nel dopoguerra, presso l'Innocenti di Lambrate avrebbe progettato e realizzato la celebre "Lambretta".

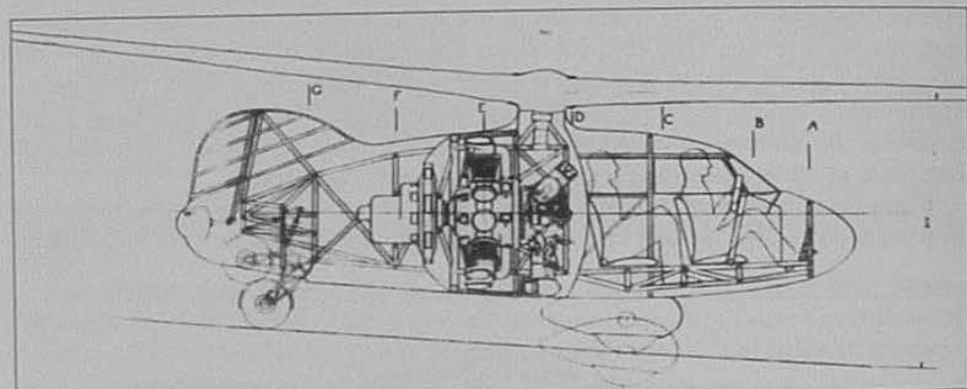
Campini veniva considerato infatti un buon teorico però sprovvisto d'esperienza pratica ed incline ad una visione approssimativa ed ottimistica dei molteplici e



*Trimotore da bombardamento Campini C.S.3 con motocompressori*



*Vista della sezione del trimotore C.S.3*



*Giropiano C.S.6*

complessi fenomeni che andava trattando, pur con la riflessione, solo oggi ovvia, che questi non potevano essere trattati tutti con perfetta competenza da parte di un singolo individuo, ma avrebbero invece richiesto un approccio interdisciplinare operato da più specialisti di livello adeguato, prassi difficilmente realizzabile e che non rientrava affatto nelle abituali metodologie industriali italiane del tempo.

Ciononostante l'Arma Aerea restava aperta ai possibili sviluppi del concetto di propulsore a getto basato sull'uso di un motoreattore, anche se ne avrebbe preferita una più realistica applicazione su di un velivolo da combattimento con propulsione ad elica già esistente e d'immediata impiegabilità operativa per l'intercettazione ad alta quota dei bombardieri alleati, viste anche le stringenti necessità della guerra in atto (§ VII.1).

Campini vide invece nei risultati ottenuti una buona conferma della sostanziale validità delle proprie tesi progettuali, che considerava ancora pienamente perseguibili.

Già nel 1940 egli aveva presentato al Ministero dell'Aeronautica una serie di nuovi progetti di aeromobili.

I primi due di questi erano relativi a trimotori da bombardamento siglati questa



volta con le sole sue iniziali: C.S.3 e C.S.4, che avrebbero dovuto essere propulsi ad elica mediante motori alternativi, accoppiati a grossi compressori rotativi, azionanti direttamente le eliche motrici.

Questi impianti propulsivi avrebbero dovuto essere capaci di ristabilire la potenza complessiva di 2.700 CV fornita dai tre motori alternativi anche alle altissime tangenze operative previste da Campini per tali macchine, che erano come al solito tanto elevate da risultare irrealistiche, essendo quella massima pari a 20.000 m, mentre quella di crociera operativa avrebbe dovuto essere di ben 14.000 m.

Il terzo progetto C.S.5 era invece relativo ad un giroplano a reazione con rotore singolo che venne definito dal suo progettista "elico-taxi", con turbocompressore avente una potenza di 400 CV, caratterizzato da un condotto di scarico del getto attraverso il mozzo dell'elica.

Campini chiese di esporre i dati relativi a questi nuovi velivoli direttamente al generale Pricolo, allora Sottosegretario di Stato all'Aeronautica, tanto che venne convocato a Roma per il giorno 15 gennaio 1940.

I competenti organismi tecnici dell'Arma Aerea rimasero però prudentemente in attesa dei risultati che sarebbero stati ottenuti con le prove dei due prototipi del C.C.2 in base al contratto già modificato del 1937.

Il 12 febbraio del 1942 Campini tornò a proporre alcuni suoi ulteriori progetti che erano invece relativi ad una famiglia di velivoli da combattimento che avrebbero posto rimedio agli inconvenienti manifestati dal C.C.2.

Questi erano dipesi in primo luogo dalla eccessiva lunghezza e pesantezza della fusoliera usata come involucro motore, ed in secondo luogo dalla scarsa affidabilità e dalla bassa potenza erogata dal motore alternativo Isotta Fraschini utilizzato.

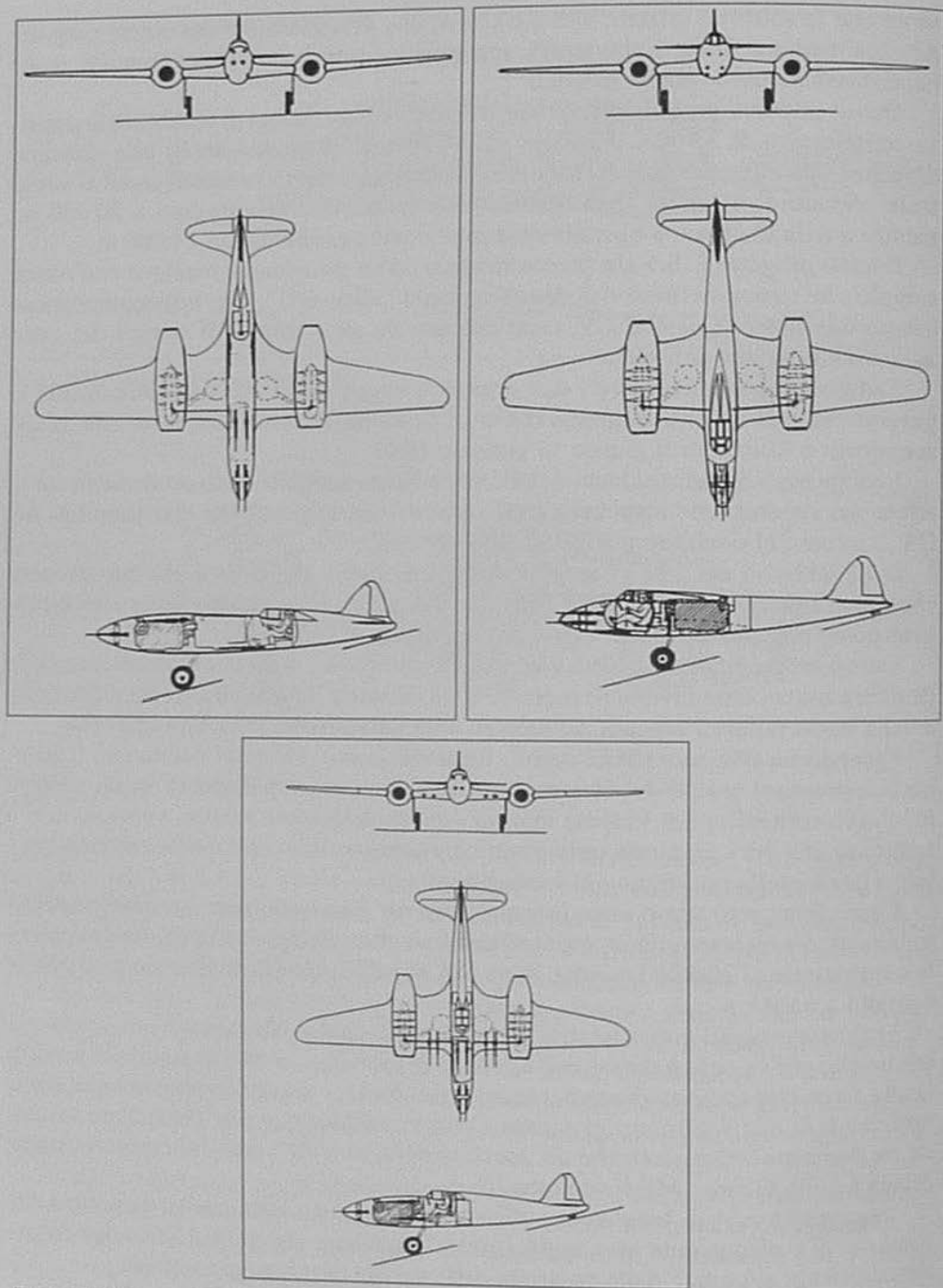
Facendo un ulteriore passo avanti, forse risolutivo, Campini decise che il gruppo compressore assiale-bruciatore avrebbe dovuto essere disposto in un proprio involucro contenitore di volume interno convenientemente ridotto, venendo così a costituire una vera e propria unità motrice a getto isolata che sarebbe stata collocabile a bordo nella posizione più vantaggiosa.

Come fonte primaria d'energia meccanica per il suo azionamento avrebbe dovuto fare ancora ricorso ad un motore alternativo che sarebbe stato però un più potente e soprattutto affidabile Daimler-Benz DB.605 da 1.475 CV al decollo e 1.300 CV continui a 6.000 m.

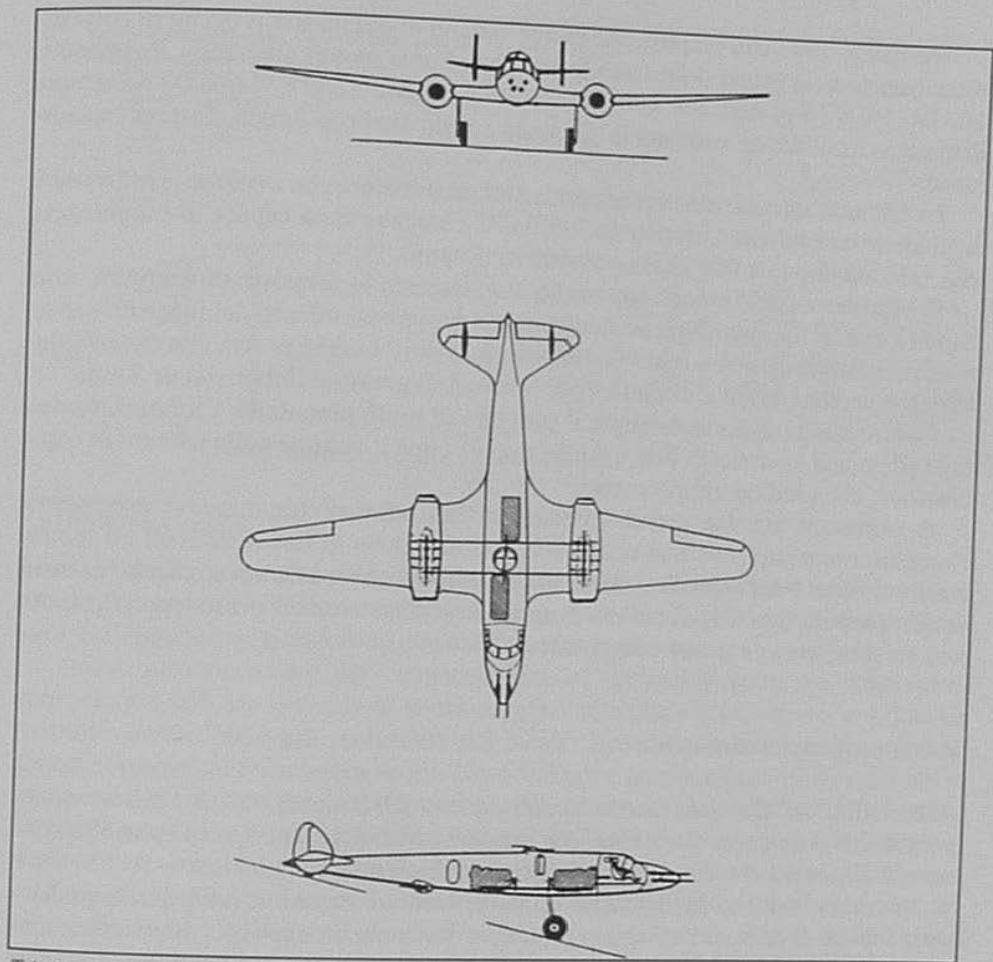
I primi 3 progetti erano relativi a bireattori da caccia abbastanza simili tra loro, tranne che per la collocazione della cabina di pilotaggio e per quella delle armi di lancio fisse, che comprendevano mitragliatrici da 12,7 mm e cannoni, ma che erano tutti dotati di due unità motrici a getto Campini collocate in posizione alare mediana sia rispetto allo spessore che all'apertura delle semiali, come sul contemporaneo caccia a getto Gloster Meteor britannico.

Tali unità erano di lunghezza sufficientemente contenuta per la mancanza del condotto di collegamento tra compressore e bruciatore, che nel C.C.2 veniva considerevolmente allungato dalla presenza della cabina di pilotaggio biposto.

I compressori assiali delle due unità motrici sarebbero stati mossi da un unico



*Tritici dei bireattori da caccia Campini*



*Trittico del bireattore da bombardamento Campini*

DB 605 disposto in fusoliera attraverso due distinti alberi di trasmissione con giunti dentati conici.

Campini prevedeva per tali velivoli un peso a vuoto di circa 2.300 kg e massimo al decollo di 3.500 kg, con velocità dell'ordine dei 700 km/h a 7.000 m ed 810 km/h a 10.000 m. Il costo unitario preventivato avrebbe dovuto essere di 2.750.000 Lire.

Il quarto progetto era invece relativo ad un velivolo da bombardamento con 3 uomini d'equipaggio sempre bireattore, ma bideriva, dotato di due motori DB.605 disposti in fusoliera, pesante 3.500 kg a vuoto e 8.370 kg al decollo e con un carico bellico di 1.000 kg di bombe.

Per quest'ultimo tipo di velivolo, il cui costo era indicato in 3.750.000 Lire, Campini prevedeva anche la possibilità d'uso della nuova turboelica che egli stava disegnando (§ V.4).

Nel marzo 1943 egli propose due nuove varianti di questo suo progetto di bombardiere bimotore, la prima delle quali faceva uso di due motori alternativi Reggiane L 103 RC 501 a 18 cilindri a W invertita capace d'erogare 1.550 CV a 6.000 m, sempre disposti in fusoliera ed azionanti le due unità a getto alari con lunghi alberi di trasmissione.

La seconda variante era invece relativa ad un bimotore che avrebbe dovuto usare le predette turboeliche Campini da 3.500 CV e sarebbe stato capace di raggiungere una velocità di ben 1.000 km/h a 10.000 m di quota.

Il Ministero dell'Aeronautica vagliò attentamente le proposte di Campini, affidando l'analisi di rispondenza e fattibilità dei propulsori ad uno dei massimi esperti italiani di propulsione a reazione del tempo, il prof. Luigi Crocco, che era nel frattempo diventato docente di motori per aeromobili presso l'Università di Roma.

Crocco analizzò accuratamente il progetto di unità propulsiva Campini trovandolo adeguato, avanzando solo qualche riserva circa il volume della camera di combustione, che giudicò troppo corta.

Il Ministero accolse quindi in maniera non sfavorevole i nuovi progetti di Campini, ritenendo però non necessaria la costruzione di nuovi velivoli ed ipotizzando invece l'impiegabilità delle nuove turboeliche sul nuovo caccia pesante Breda-Zappata BZ-303, di cui era in corso di realizzazione il primo prototipo, che non sarebbe stato però mai completato.

#### *V.4: Il progetto di turboelica*

Nel 1942-43 Campini faceva quindi grande affidamento sul suo più avanzato progetto di propulsore a reazione che avrebbe costituito l'epilogo di tutta l'intensa attività di ricerca che era andato svolgendo nell'arco di quasi 15 anni.

Esso era costituito da un gruppo compressore-turbina multistadio di nuovo disegno, capace di azionare un'elica propulsiva mediante un apposito riduttore che, se realizzato e realmente funzionante, avrebbe potuto portare il nostro Paese ad uno stadio di sviluppo in tale settore assai prossimo a quelli raggiunti in Germania e Gran Bretagna.

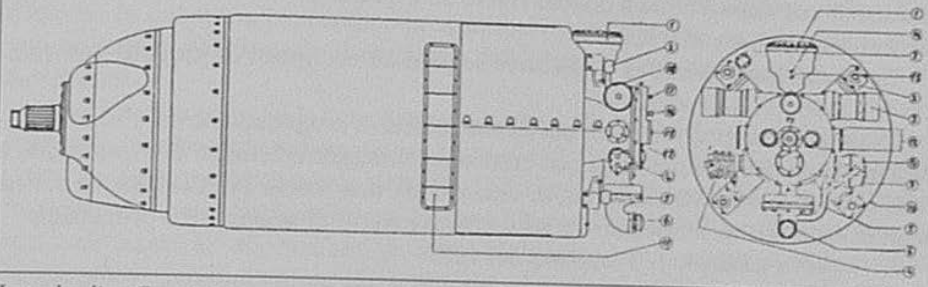
Il progetto fu redatto tra il 1940 ed il 1941 e direttamente presentato al Ministero dell'Aeronautica nel dicembre 1941 dallo stesso Campini, che nell'occasione poté esporre le sue idee direttamente al nuovo Sottosegretario di Stato all'Aeronautica Rino Corso Fougier.

L'anno successivo fu stanziata la somma necessaria per la costruzione di un primo esemplare, mentre il 13 aprile 1943 il generale Ilari dava disposizione perché ne venisse costruito anche un secondo esemplare per una somma complessiva di Lire 2.938.000.

Il nuovo propulsore, per la cui realizzazione fu costituito presso la Caproni di Arcore un apposito Centro Sperimentale diretto dallo stesso Campini, avrebbe dovuto essere costituito da un compressore assiale ad 8 stadi collegato ad una tur-

Legenda della turboelica Campini 3500 nella sua edizione definitiva

- |  |  |   |
|--|--|---|
| 1 Compressore aria                                   | 8 Pompa olio riduttore                               | 14 Numero mancante nell'originale                             |
| 2 Attacco supporto turbina                           | 9 Tubazione olio al riduttore                        | 15 Raccordo entrata acqua raffreddamento giranti              |
| 3 Motorini avviamento turbina                        | 10 Tubazione ritorno olio                            | 16 Raccordo uscita acqua                                      |
| 4 Pompa olio lubrificazione cuscinetti e pompa nafta | 11 Bocche uscita gas di scarico                      | 17 Raccordo olio pompa valvole autoregolatrice pressione olio |
| 5 Pompa acqua  | 12 Pese ausiliario accessori                         | 18 Raccordo mandato olio alla pompa                           |
| 6 Flangia tubazione acqua alla pompa                 | 13 Raccordo entrata acqua raffreddamento compressore |   |
| 7 Flangia tubazione ritorno acqua                    |  |   |



La turboelica Campini

bina a 9 stadi, dei quali i primi tre ad alta pressione erano destinati a fornire direttamente la potenza d'azionamento del compressore, mentre i restanti 6 sarebbero stati collegati ad un riduttore azionante l'elica propulsiva.

Questa turbomacchina, del diametro esterno di 730 mm, pesante, con il suo riduttore, circa 1.050 kg secondo le stime sempre ottimistiche di Campini, e 1.550 kg secondo quelle forse più realistiche dei tecnici della Regia Aeronautica, avrebbe dovuto operare ad un numero di giri elevatissimo, e precisamente 19.800 giri per il compressore e 17.250 per la turbina erogando, sempre secondo i calcoli del progettista, la potenza utile propulsiva di ben 3.500 CV all'albero alla quota di 8.000 m, consentendo ad una elica di 4,20 m di diametro di ruotare a 1.400 giri/min costanti.

Le palette della turbina avrebbero dovuto essere raffreddate mediante circolazione di acqua e glicol etilenico raffreddati a loro volta per mezzo di opportuni radiatori, lavorando in tal modo alla ridotta temperatura di 350° C per garantire un lungo tempo di funzionamento.

Il consumo previsto da Campini sarebbe stato di 180 g di combustibile per CV erogato.

Come già detto, nel 1942 venne messa allo studio l'installazione di due esemplari di questa turbina sul bimotore distruttore da caccia notturna Breda-Zappata BZ-303.

Alcune componenti iniziali di queste due unità motrici sembra siano state effettivamente realizzate nel 1943, sempre presso gli stabilimenti Caproni di Arcore (Milano), con una spesa complessiva sostenuta dalla stessa Caproni di 389.462 Lire, ma la costruzione completa, interrotta dagli avvenimenti dell'8 settembre 1943, non venne mai portata a compimento.

Dopo la liberazione, Campini proseguì la sua collaborazione con la Caproni per altri 20 mesi lavorando nel suo studio milanese di via Durini, dove progettò una tur-



boelica da 100 CV per aerei leggeri, di cui fu iniziato anche il processo di costruzione del prototipo che non venne però mai portato a termine.

Nel successivo dopoguerra Campini sciolse il suo sodalizio industriale con la Caproni ma non un certo tipo di collaborazione fiduciaria, tanto che nel 1948 si recò negli Stati Uniti dove lavorò sia presso il noto costruttore di automobili ed aerei Tucker, al quale Caproni sperava di poter cedere l'Isotta Fraschini, che alla realizzazione di una turbina a gas a doppio flusso ed a quella di uno o due elicotteri sempre mossi da propulsori a turbina.

Tornò successivamente in Italia dove seguì ad occuparsi di progetti vari relativi alla propulsione a reazione.

L'ingegner Campini sciolse la sua ultima società di progettazione nel 1970 ritirandosi a vita privata, conservando una certa amarezza, perfettamente comprensibile e condivisibile, per quella che riteneva essere stata una scarsa considerazione sia da parte italiana che internazionale dei suoi effettivi meriti di scienziato e progettista.

Scompare a Milano il 7 febbraio del 1980.

#### *V.5: La designazione dei progetti e del velivolo di Secondo Campini*

Sulla corretta designazione del velivolo sperimentale realizzato da Campini presso la Caproni e dei diversi altri progetti da lui stesso redatti è stato scritto molto.

Come abbiamo già detto, per i suoi progetti realizzati solo sulla carta nell'ambito della società Secondo Campini Milano VENAR o comunque in via del tutto autonoma, che andavano dal semplice schizzo dimostrativo ad elaborati più complessi, lo stesso Campini usava la sigla C.S., Campini Secondo, seguita da un numero progressivo. Questo per essere completamente riconoscibile rispetto ad altri costruttori aeronautici italiani.

Campini era infatti costretto ad usare anche la seconda lettera "S" relativa al nome, in aggiunta alla "C" del cognome, per evitare che i suoi progetti fossero confusi con quelli dell'ing. Colombo, per i quali il Ministero dell'Aeronautica aveva già in uso la sola lettera "C" seguita anch'essa da un numero progressivo.

Con tale sigla ed il numero ordinativo 1 deve quindi essere designato il C.S.1 (chiamato anche C.C.1) nelle sue due versioni cartacee sinora note, sia supersonica, del tutto ipotetica e futuribile, che subsonica, decisamente più concreta ma di dimensioni e peso eccessivi per la presumibile potenza che si sarebbe potuto installare e quindi altrettanto irrealizzabile quanto la precedente.

L'architettura aerodinamica relativa alle due versioni era infatti solo abbozzata e del tutto in subordine rispetto allo schema d'apparato propulsore adottato, che era invece sostanzialmente simile per le due versioni.

Ma se per i progetti puramente cartacei la designazione C.S. può essere considerata valida a tutti gli effetti, per il velivolo realmente completato presso la Caproni essa non appare accettabile, né può essere considerata ufficiale.

Durante la loro costruzione, i due prototipi praticamente identici del jet di

Campini furono costantemente denominati Campini 1°, l'NC 4.849, e Campini 2°, l'NC 4.850, senza ricevere una designazione univoca ufficiale, né il progettista dedicò particolare attenzione a tale problema.

Nel dopoguerra tale imprecisa forma di designazione cominciò a presentarsi inadeguata, tanto che al primo jet italiano fu inizialmente attribuita la denominazione C.C.2 intesa come Caproni-Campini 2 (Bibl. 7), che non era tra l'altro in perfetta linea con quella già usata in passato con l'altro prototipo sperimentale Stipa-Caproni, la cui storia burocratico-amministrativa peraltro può essere ritenuta abbastanza simile, per il quale il cognome dell'ideatore precedeva sempre quello del costruttore.

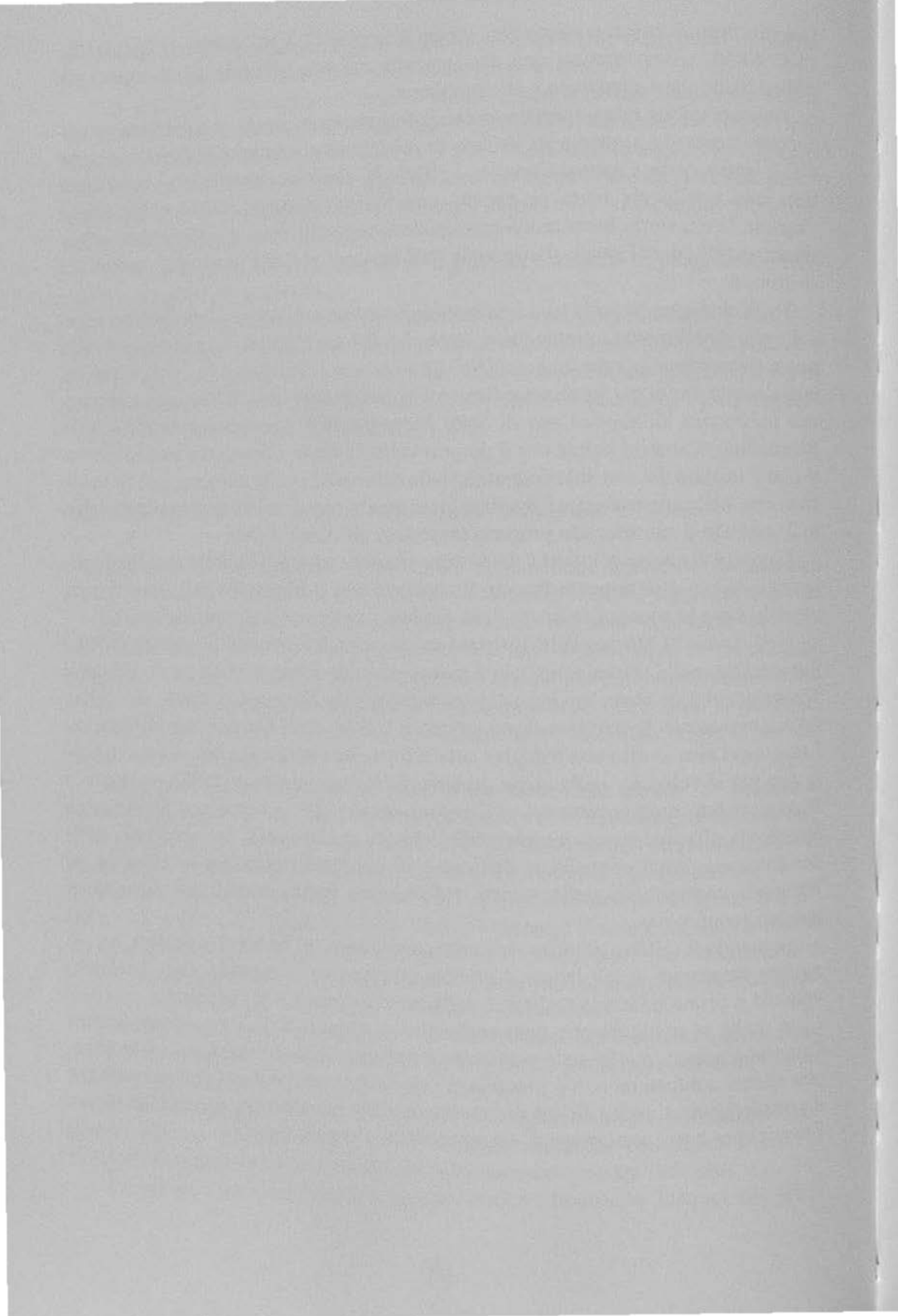
Negli anni successivi la cosa non mancò di suscitare qualche velata diatriba, coinvolgendo direttamente i protagonisti, tanto che, il 4 gennaio 1965, in occasione della prima esposizione permanente dell'NC 4.850 presso il Palazzo della Vela a Torino, inizialmente scelto per localizzare il nuovo Museo Storico dell'Aeronautica, con lettera indirizzata all'allora Capo di Stato Maggiore dell'Aeronautica Militare Aldo Remondino, Campini chiese che il proprio velivolo fosse ridesignato esclusivamente con l'iniziale del suo solo cognome, nulla osservando sulla numerazione progressiva, che, nelle sue intenzioni, avrebbe forse potuto seguire ad avvalersi del numero 2, essendo il suo secondo progetto presentato all'Arma Aerea.

Campini si riteneva infatti l'unico vero ideatore ed artefice della macchina, per la quale aveva direttamente firmato il contratto con il Ministero dell'Aeronautica, essendo stata la successiva opera della Società Caproni solo di tipo esecutivo.

Nell'Archivio Storico dell'Aeronautica esistono due minute di risposta di Aldo Remondino: nella prima, annullata e mai spedita, la richiesta di Secondo Campini veniva accolta di buon grado; nella seconda, datata 27 gennaio 1965, che venne invece regolarmente inoltrata al progettista, il C.S.M. dell'Aeronautica Militare italiana, dopo aver svolto una indagine conoscitiva circa la nomenclatura a suo tempo in uso per il velivolo, nella quale decisiva fu la testimonianza dell'ing. Giovanni Pedace, valido protagonista del volo record del C.C.2 e persona non direttamente interessata alla questione, respinse tale richiesta confermando la correttezza della designazione ormai convalidata dall'uso comprendente i cognomi di entrambi gli ingegneri cointestatori della società realizzatrice, senza specificare però alcun numero progressivo.

Seguendo il criterio adottato dall'ente committente in maniera completa, occorrerebbe far seguire a tali lettere il numero progressivo 1, essendo stato il relativo velivolo il primo ed unico realizzato dalla società costruttrice considerata.

In realtà si seguirà con ogni probabilità a scrivere C.C.2 intendendo ancora Campini-Caproni, ma facendo comparire il numero progressivo 2 sia per non generare alcuna confusione con il precedente C.S.1, che come criterio di continuità per il completamento, senza alcuna discontinuità, della numerazione usata dallo stesso Campini per tutti i suoi progetti, sia antecedenti che successivi.



## I PRIMI TURBOGETTI ESTERI

Il comprensibile sentimento di rigetto per tutto quello che era stato realizzato e soprattutto reclamizzato durante il regime fascista, che maturò in Italia dopo la sconfitta, ed il confronto con gli strabilianti successi ottenuti da tedeschi e britannici nel campo dei velivoli a reazione, portò alla sostanziale cancellazione del C.C.2 dal novero dei veri velivoli a getto.

Quello che venne sottostimato in Italia fu in seguito ignorato o denigrato all'estero, dove la figura di Campini è ovviamente nota, ma registrata come minore, mentre il C.C.2 venne ed è tuttora considerato da molti autori come una curiosità marginale per di più totalmente inefficiente.

Questo marcato processo di delegittimazione, in atto da oltre mezzo secolo, deve essere tuttavia considerato inaccettabile, essendo il C.C.2, a tutti gli effetti, non un velivolo ad elica intubata ma a getto ed essendo per di più tutt'altro che inefficiente, quanto sottopotenziato.

Per collocare in maniera più adeguata la realizzazione di Campini in campo mondiale possiamo quindi provare a formulare un confronto pieno tra le prestazioni complessive del C.C.2 con quelle delle primissime realizzazioni sperimentali estere coeve, ritenendo tale paragone del tutto lecito ed accettabile.

### *VI.1: I primi turbogetti britannici*

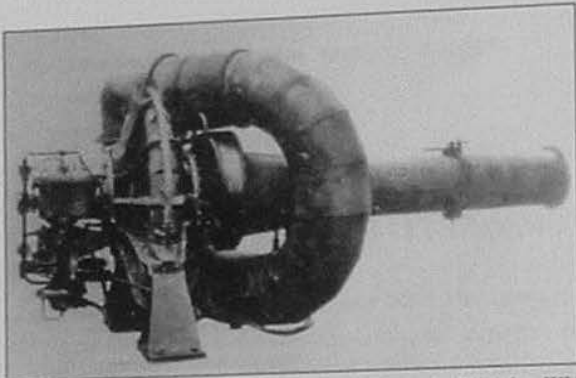
Il primo turbogetto britannico funzionante fu ideato e costruito da sir Frank Whittle.

Nato a Coventry in Gran Bretagna il 1° giugno 1907, era ancora un giovane cadetto all'Accademia Aeronautica di Cranwell, dove era entrato nel 1923, quando concepì l'idea di una prima forma d'adattamento di una turbina a gas di scarico all'impiego aeronautico che fosse valida ed effettivamente realizzabile.

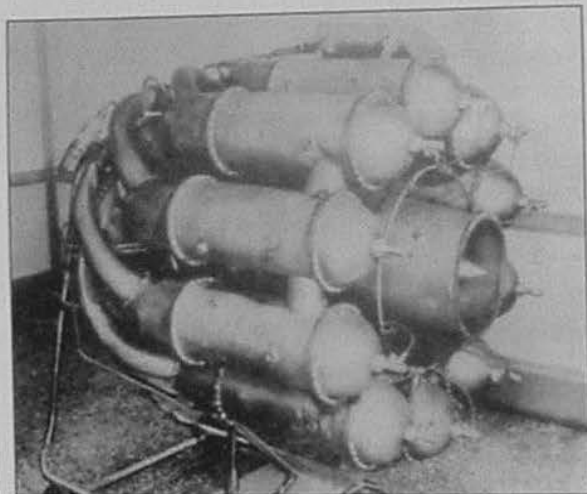
Anche nella versione aeronautica la grande potenza meccanica rotativa richiesta dal compressore d'aria sarebbe stata quindi fornita da un'apposita turbina calettata direttamente sull'albero del compressore stesso.



*Sir Frank Whittle*



*Il primo turbogetto sperimentale di Frank Whittle WU (Whittle Unit)*



*Il Power Jets W.1X fornito anche agli USA*

Nel 1928 concretizzò tale idea descrivendo dettagliatamente il nuovo dispositivo nella sua tesi di laurea intitolata: *The future development in aircraft design*.

Brevettò il relativo progetto nel 1930.

Negli anni successivi, malgrado fosse preso dai suoi compiti di ufficiale pilota collaudatore nella RAF, cercò di far accettare le sue idee dai competenti organi della Royal Air Force e del ministero dell'aria, che la considerarono inattuabile con i mezzi tecnologici allora disponibili.

Tale situazione di stallo cominciò ad evolvere positivamente solo a partire dal 1935, quando un gruppo privato di estimatori del giovane tecnico trovò i finanziamenti necessari per fondare, nel marzo 1936, una nuova società, la Power Jets Ltd., che affidò la stesura dei primi disegni esecutivi alla BTH (British Thomson Houston).

Il nuovo motore era caratterizzato da un compressore centrifugo a girante singola con doppia palettatura, azionato da una turbina monostadio e si rivelò di fabbricazione assai complessa. Particolarmente ardua fu, come abbiamo detto, la messa a punto di nuovi tipi di leghe speciali in grado di sopportare le elevatissime temperature che si sarebbero manifestate nelle camere di combustione e sulla palettatura della turbina.

Il primo motore denominato WU (Whittle Unit) fu completato il 12 aprile 1937 e provato con successo, ma la lunga serie di problemi da risolvere protrasse il completamento di un primo prototipo capace di funzionare stabilmente a regime, il W.1 X, fino al 14 dicembre 1940.

Nel frattempo lo scetticismo degli organi ufficiali era caduto, tanto che venne posto il primo ordine per un propulsore impiegabile in volo designato W.1, mentre nel contempo la Gloster veniva incaricata di realizzare un nuovo tipo di velivolo basato sul nuovo propulsore: il Gloster E.28/39. Il W.1 pesante 623 libbre girò al





*Il Gloster E 28/39 primo velivolo a jet britannico*

banco il 12 aprile 1941 erogando una spinta di 850 libbre a 16.500 giri, ed il velivolo con il nuovo rivoluzionario turbogetto volò brevemente per la prima volta con successo il 15 maggio successivo.

Era stato preceduto, oltre che dal C.C.2, anche dallo Heinkel 178, che aveva volato il 27 agosto 1939 propulso da una analoga turbina a gas originale realizzata in maniera del tutto indipendente in Germania da Hans von Ohain.

Il 22 luglio 1941 la Gran Bretagna dette all'alleato statunitense la notizia dell'esistenza del nuovo propulsore ed il 1° ottobre successivo un esemplare del W.1 X fu inviato alla General Electric negli Stati Uniti, dove avrebbe dato avvio alla relativa produzione di turbine a gas aeronautiche che è oggi fiorentissima. Il Gloster E.28/39, che era stato costruito in due esemplari, ricevette in seguito la più potente turbina W.2/500 da 798 kg/s con la quale raggiunse i 750 km/h a 3.000 m.

La Power Jets, che nel frattempo aveva messo a punto 5 altri tipi di turbogetto derivati dall'unità di Whittle ed aveva raggiunto dimensioni cospicue impiegando 500 addetti, fu nazionalizzata nell'aprile 1944, ma non ebbe sviluppi ulteriori, limitandosi ad amministrare i diritti di brevetto, mentre Frank Whittle fu nominato baronetto nel 1948, ricevendo un premio valutabile in 400.000 dollari. Whittle, che nella Royal Air Force aveva raggiunto il grado di air commodore, si recò in seguito negli USA, lavorando inizialmente nell'industria petrolifera e passando successivamente ad un incarico d'insegnamento nell'Accademia Navale statunitense. E' scomparso il 9 agosto 1996.

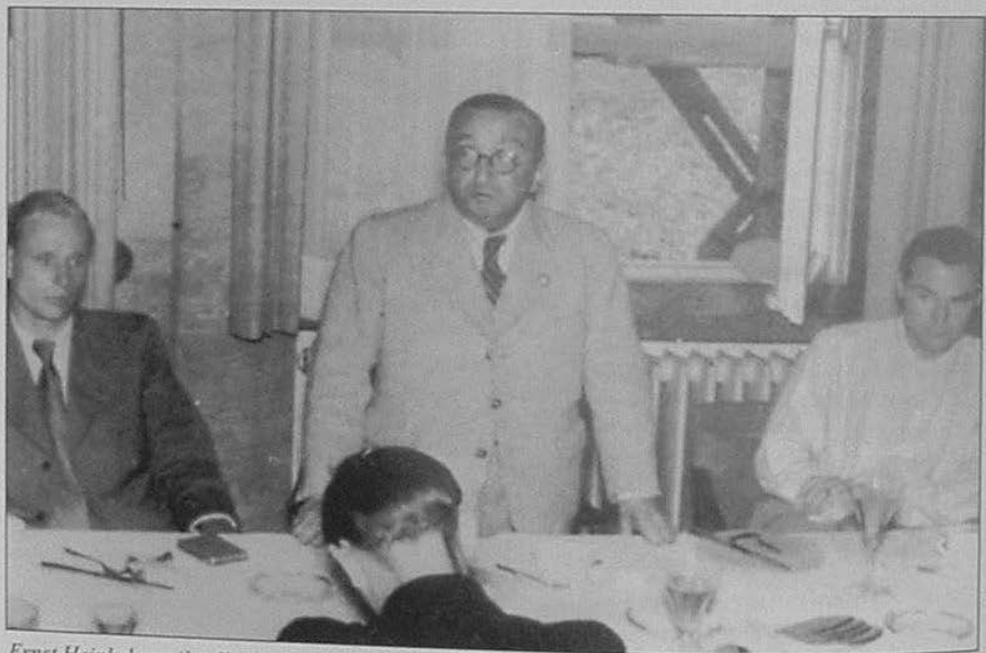
## *VI.2: I primi turbogetti germanici*

Anche in Germania l'ideazione e lo sviluppo del primo turbogetto derivò dall'opera di singoli studiosi, che furono però immediatamente coadiuvati dal pieno appoggio finanziario e tecnologico dell'industria e dello stato, giungendo rapida-

mente alla realizzazione di diversi tipi di propulsore che vennero costruiti in buon numero e furono installati su molteplici tipi di velivolo a getto di nuova concezione per essere usati in combattimento nel corso della parte finale della seconda guerra mondiale.

Il primo di questi progettisti fu Hans-Joachim Pabst von Hoain, nato nel 1911 e solo ventiduenne quando nel 1933 conseguì il suo dottorato presso l'Università di Gottingen sotto la guida del prof. R.W. Pohl con un lavoro originale sulle turbine a gas per impiego aeronautico.

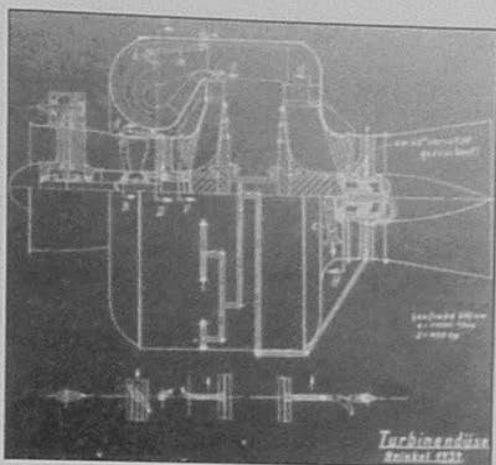
Il dispositivo ideato dal giovane ingegnere, che proseguì i suoi studi come assistente presso quella stessa università, era basato su un compressore dotato di palette sia assiali che centrifughe, che veniva azionato da una turbina a flusso radiale diretto dalla periferia esterna verso l'asse di rotazione. La sua messa a punto fu portata avanti con l'aiuto di un altro studente d'ingegneria, Max Hanh, che mise a punto il progetto di una camera di combustione anulare prendendo il relativo brevetto. I due, con i pochi fondi messi a loro disposizione, realizzarono un modello dimostratore del concetto. La realizzazione di un vero prototipo pienamente funzionante avrebbe tuttavia richiesto finanziamenti ben più ampi, tanto che nel febbraio 1936 lo stesso prof. Pohl si fece promotore della realizzazione di questo dispositivo presso il noto costruttore aeronautico Ernst Heinkel, il quale, pur non avendo a disposizione nelle sue industrie uno specifico settore motoristico, essendo per vocazione sempre ben disposto verso le idee innovative, fece realizzare il primo proto-



*Ernst Heinkel con il collaudatore Erich Warsitz alla sua destra ed il giovanissimo H.P. von Hoain alla sua sinistra*

tipo funzionante di tale turbina a gas presso lo stabilimento di Rostock Marianeche, a partire dal 15 aprile 1936.

Questa realizzazione fu portata avanti anche grazie alla collaborazione dell'ing. Wilhelm Gundermans ed il primo prototipo girò al banco nel marzo 1937 dando una spinta di 250 kg e bruciando idrogeno per ovviare ai problemi di difficile miscelazione dell'aria con un carburante liquido. La nuova turbina a gas fu siglata HeS (Heinkel Strahl, Getto Heinkel). La prima unità prevista per



*Disegno schematico dello Heinkel HeS.3B*



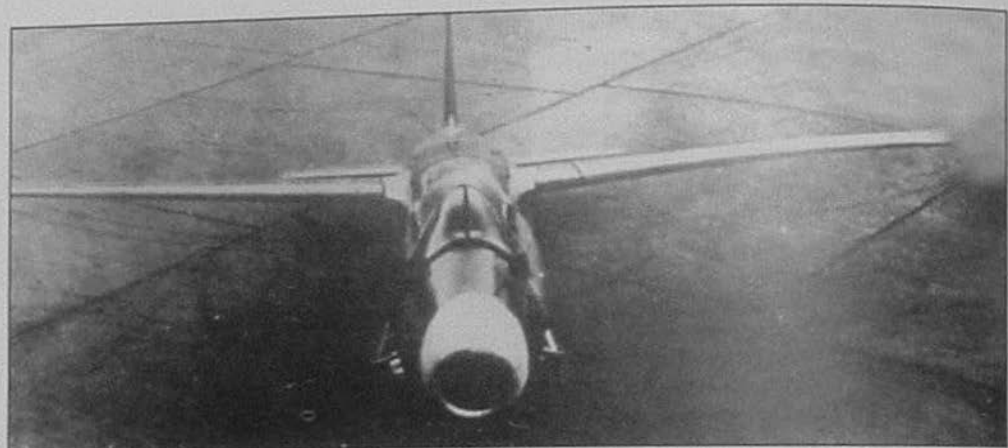
*Lo Heinkel 178 primo velivolo a jet germanico*

il volo, capace di bruciare combustibile liquido, fu siglata HeS. 2. Essa fu completata nel 1938 ma non raggiunse le prestazioni sperate, fornendo solo 130 kg/s.

Fu quindi necessario realizzare la HeS. 3 migliorata, la quale, nella versione HeS.3B pesante 360 kg e capace di fornire una spinta statica di 500 kg ad 11.000 giri, volò in un pod applicato al prototipo Heinkel 118 V2 nel maggio 1939.

Nel frattempo lo stesso Heinkel aveva provveduto a far realizzare un nuovo velivolo sperimentale capace d'impiegare tale unità propulsiva, lo Heinkel He.178, che fu praticamente disegnato intorno allo stesso motore HeS.3B.

Il nuovo velivolo era però caratterizzato da condotti di adduzione e di scarico piuttosto lunghi, che riducevano la spinta effettivamente erogata a soli 450 kg/s.



*Vista anteriore dello Heinkel 178 germanico*

Il celebre collaudatore della Heinkel, Erich Warsitz, compì i primi rullaggi ed un primo breve balzo con il nuovo velivolo il 24 agosto 1939 ed il primo vero volo, della durata di 6 min ad una quota di 500 m, il 27 successivo.

Era il primo volo al mondo di un aereo a getto.

Lo He.178 effettuò in seguito pochi altri voli essendo in realtà un velivolo poco riuscito, che aveva come il C.C.2 problemi di ritrazione del carrello e si rivelò pertanto incapace di superare i 600 km/h pur disponendo in seguito di unità propulsive migliorate come la HeS.6 pesante 420 kg e capace di fornire una spinta di 590 kg/s.

Erano in pratica gli stessi problemi manifestati dal velivolo di Campini: i primi jet sperimentali soffrivano tutti della mancanza di un'adeguata spinta propulsiva.

Nel corso della guerra Hans-Joachim Pabst von Ohain continuò a sviluppare il suo turboreattore lavorando anche all'introduzione del compressore assiale.

Fu trasferito negli USA già nel 1945 attraverso l'operazione "Paperclip" mediante la quale numerosi scienziati e tecnici della Germania nazista entrarono a fare stabilmente parte del mondo tecnico-scientifico ed industriale statunitense.

### *VI.3: I primi aviogetti a confronto*

Facendo un semplice ed immediato paragone tra queste primissime unità propulsive a getto britanniche e germaniche pienamente funzionanti ed effettivamente usate in volo ed il meno avanzato motore italiano di Campini, occorre evidenziare che quest'ultimo, pur essendo privo di un elevato potenziale di sviluppo, era quello capace di fornire allora la spinta più alta ed era anche il primo ed unico ad essere dotato di un dispositivo assimilabile ad un post-bruciatore.

Confrontando poi tra loro i dati geometrici e di massa relativi ai primi velivoli a getto realizzati nei tre Paesi europei, si vede che mentre i due velivoli a turbocompressore stranieri appartenevano sostanzialmente alla stessa classe di velivoli speri-

mentali, semplici, leggeri e di piccole dimensioni, il velivolo di Campini era invece del tutto atipico, essendo caratterizzato da pesi eccessivi e dimensioni ridondanti.

Malgrado ciò anche i due velivoli inglese e britannico risultarono inizialmente sottopotenziati, mentre il Gloster britannico poté raggiungere velocità dell'ordine dei 750 km/h a 3.000 m, di poco superiori a quelle di un contemporaneo caccia con propulsore alternativo ad elica, solo quando venne corredato con unità propulsive più avanzate e potenti.

Questo confronto evidenzia quindi che il C.C.2, rimasto semplicemente allo stadio iniziale di primissimo prototipo mai modificato e migliorato, fu in realtà un velivolo nettamente migliore di quanto fu all'epoca frettolosamente stimato, dando ragione a Secondo Campini, il quale, nel corso della sua vita, sostenne sempre con forza l'intrinseca validità della sua macchina.

Sembra verosimile che questa, già nel 1942, avrebbe potuto fare molto meglio in termini di prestazioni di volo raggiungendo quote e velocità di volo nettamente più elevate, se ne fosse stata realizzata una ulteriore versione migliorata semplicemente equipaggiata con un più potente ed affidabile motore alternativo Daimler Benz DB.601 prima e DB.605 dopo, che erano allora disponibili, come lo stesso Campini avrebbe cercato di fare con i bimotori da combattimento che propose in seguito, ma senza alcun successo.

#### *Dimensioni Pesi e Prestazioni delle versioni iniziali dei primi velivoli a getto*

	<u>Campini-Caproni</u>	<u>Heinkel</u>	<u>Gloster</u>
	C.C.2	He.178	E.28/39
Lunghezza (m):	12,103	7,48	7,72
Apert. alare (m):	14,63	7,20	8,82
Sup. alare (m <sup>2</sup> ):	36,32	9,10	13,61
Peso a vuoto (kg):	3.400	1.616	-
Peso max (kg):	4.400	1.998	1.700
Spinta max (kg/s):	750	450	380
Velocità max (km/h):	356	500	-
a quota (m):	3.000	l.m.	





## CAPITOLO VII

### PROPULSORI E VELIVOLI A GETTO ITALIANI NELLA II GUERRA MONDIALE

#### *VII.1: La turbina a gas dell'ing. Giuseppe Belluzzo*

Il complesso problema relativo alla costruzione di una vera turbina a gas impiegabile anche in campo aeronautico fu affrontato in Italia in maniera seria e fattiva, oltre che da Secondo Campini (§ V.2), anche dall'ing. Giuseppe Belluzzo, nato a Verona il 25 novembre 1876 e laureato in ingegneria meccanica nel 1898 al Politecnico di Milano, che fu una figura di assoluto rilievo, oggi dimenticata, nel panorama tecnico-industriale italiano della prima metà del Novecento, per i suoi fondamentali apporti tecnico-scientifici nel settore delle macchine motrici costituite da turbine a vapore.

Già nel 1906 egli realizzò a Roma il primo apparato di questo tipo per la produzione di energia elettrica.

Nel 1907 pubblicò, anche in francese ed inglese, un suo primo studio riguardante tali turbomacchine introducendo anche i primi concetti relativi alle turbine a gas o "a combustione interna", come preferiva definirle.

Nel 1908 applicò la prima turbina a vapore ad una locomotiva ferroviaria, ed in seguito tradusse ampiamente in pratica i suoi studi specifici progettando e costruendo, per primo in Italia, numerose turbine a vapore usate nel campo propulsivo navale, facendo realizzare dalle industrie specializzate nazionali sia i relativi impianti di generazione del vapore che i gruppi turboriduttori che furono installati su molte delle navi da guerra costruite, a partire dai primi del Novecento, sia per conto della Regia Marina che per molte marine militari straniere.

Docente al Politecnico di Milano dal 1911 ed ordinario di "motori termici ed idraulici" dal 1913, nel corso della prima guerra mondiale si occupò anche di artiglieria progettando e costruendo una bombarda da 400 mm con 5 km di gittata, che venne costruita per conto del Regio Esercito italiano.

Nel successivo dopoguerra tornò all'insegnamento, trasferendosi nel 1929 presso l'Università di Roma come docente di "costruzioni di macchine".

In quello stesso periodo fu deputato per due legislature dal 1924 al 1934, ricoprendo anche importanti cariche di governo durante il regime fascista.

Fu infatti, per quei tempi, giovane Ministro dell'Economia Nazionale dal 1925 al 1928, passando quindi alla carica di Ministro della Pubblica Istruzione nel 1928-1929.

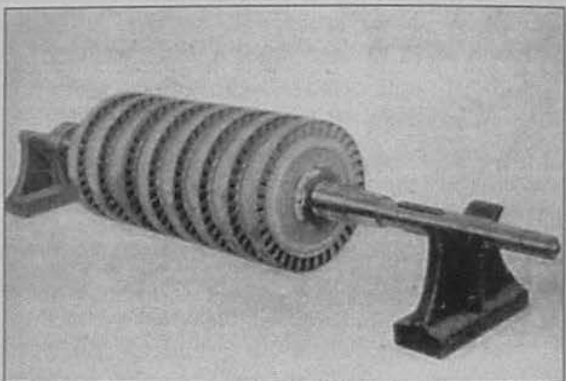
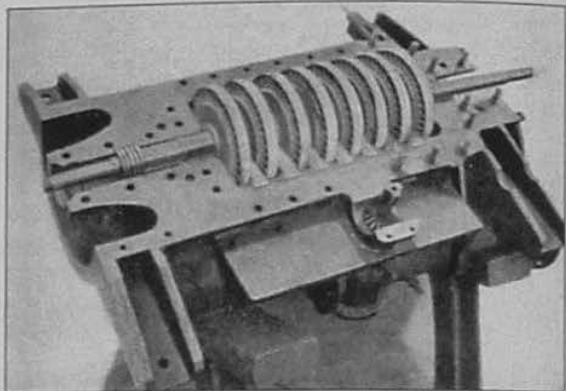
Fu poi Ministro di Stato, mentre dal 1934 passò al Senato, tornando subito dopo

agli studi ed alle realizzazioni di carattere tecnico-scientifico per divergenza di vedute con il regime sulle sorti dell'economia nazionale, per la quale avrebbe voluto una maggiore apertura verso i mercati internazionali, mentre essa andava invece avviandosi verso l'autarchia.

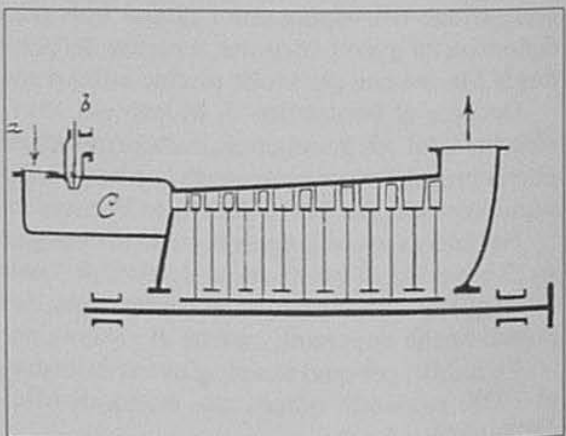
Nel settore della propulsione navale raggiunse sempre notevoli traguardi. Memorabile fu in particolare il record mondiale di velocità di 40 nodi conquistato dall'esploratore russo Tashkent, costruito in Italia dai cantieri Odero-Terni-Orlando di Livorno e varato nel 1937, il quale era mosso da turbine a vapore e da caldaie Belluzzo.

Già a partire dal 1922 aveva iniziato una lunga collaborazione con la Breda per la sperimentazione e costruzione di una turbina a combustione del tipo ad azione funzionante grazie all'azione dei gas di scarico, prefiggendosi lo scopo di raggiungere per tale dispositivo costi di esercizio complessivi confrontabili con quelli di un motore diesel, anche se con consumi effettivi di poco superiori.

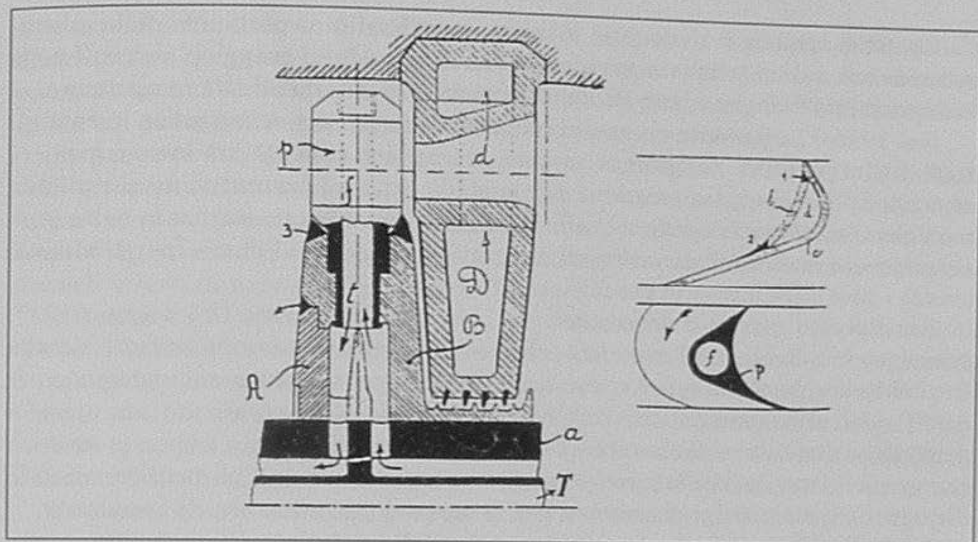
La proficua attività sperimentale, condotta in collaborazione con l'ing. Arisi della Breda, comportò la soluzione di numerosi problemi costruttivi, tra i quali quello fondamentale del raffreddamento della turbina ed in particolare delle palette, che vennero realizzate in acciaio e di forma cava, unendo le relative



*La prima turbina a gas da 40 CV realizzata da Belluzzo a partire dal 1922 presso la Breda*



*Primo schema di massima di turbina Belluzzo*



*Palette cave rotorica e statorica della turbina Belluzzo con sistema di refrigerazione a circolazione d'acqua*

parti per saldatura, in modo da poterne effettuare il raffreddamento mediante circolazione d'acqua.

Dopo aver svolto con successo i relativi esperimenti utilizzando una turbina dimostrativa da 40 CV, l'ing. Belluzzo effettuò i calcoli di massima per turbine industriali, per la propulsione navale e per uso aeronautico, preventivando in quest'ultimo caso un peso dell'unità motrice di 0,600 kg/CV, con un consumo orario di combustibile pari a 0,325 kg/CVh ed una potenza erogata di 500 CV.

Nel 1932 iniziò anche la progettazione di due turbine aeronautiche capaci di fornire rispettivamente 100 e 600 CV a 12.000 giri.

In particolare egli cercò di ottimizzare le nuove macchine sotto il trinomio potenza-peso-consumo realizzando rendimenti più elevati di quelli prefigurabili in base alle caratteristiche degli acciai allora usati, cercando di far lavorare le palette di turbina ad una temperatura dei gas in ingresso elevatissima, pari a ben 1200° C.

Modificò a tal fine il sistema di raffreddamento delle palette facendolo funzionare più semplicemente a circolazione d'aria, consentendogli di mantenere la temperatura del metallo a valori ridotti, pari a circa 500° C.

Questa soluzione avrebbe comportato l'uso di palette più pesanti di quelle prive di canali di raffreddamento, ma avrebbe portato il consumo di combustibile a valori molto bassi, dell'ordine dei 200 g per cavallo erogato/ora, contro i 1.000-1.200 g delle prime turbine a gas industriali già allora realizzate (§ II.2), consentendo un forte risparmio sul peso di carburante trasportato.

Questi lavori non dettero però esiti applicativi concreti e negli anni successivi il Belluzzo seguì a dedicarsi sia alla politica che alla consueta attività di progettazione di impianti di turbine a vapore per applicazioni industriali e navali.

Continuò tuttavia a studiare in maniera approfondita il problema della costruzione di una valida turbina a gas che seguitava a trovare i maggiori ostacoli nella indisponibilità di leghe adatte all'impiego sotto forti carichi ad alta temperatura.

Nel 1936-37 egli stese un nuovo progetto di turboelica aeronautica avente gli stadi di alta pressione del gruppo compressore-turbina collegati tra loro in maniera separata da quelli a bassa pressione e quindi con caratteri costruttivi assai evoluti e rendimenti migliorati rispetto a quelli calcolati in precedenza, iniziando nello stesso tempo una nuova collaborazione con la società industriale Franco Tosi di Milano, avente i suoi stabilimenti di produzione a Legnano.

Per espresso desiderio dello stesso ing. Giuseppe Belluzzo, il 3 maggio 1937, questa società comunicò l'esistenza del nuovo progetto di turbopropulsore sia alla Regia Marina che alla Regia Aeronautica chiedendo un finanziamento adeguato per dare l'avvio al programma di sviluppo di tale macchina, che era volto alla messa a punto di un dispositivo che avrebbe potuto avere impieghi sia in campo aeronautico che in quello navale, come sarebbe in effetti avvenuto già nell'immediato secondo dopoguerra per molti tipi di turbine a gas di costruzione britannica ed americana.

La Regia Marina chiese di procedere per gradi risolvendo innanzi tutto il problema dei materiali metallici adatti.

Venne concesso un finanziamento complessivo a fondo perduto di 400.000 Lire sostenuto in parti uguali dalle due Forze Armate, che per l'Aeronautica venne autorizzato direttamente dal generale Valle il giorno 1° settembre dello stesso anno.

Venne dato perciò l'avvio ad un programma articolato in tre fasi, la prima delle quali prevedeva lo studio accurato e la messa a punto di nuove leghe metalliche capaci di resistere al tipo d'impiego previsto, per il quale era preventivato un regime di rotazione di 20.000 giri/min ed una temperatura di funzionamento di 800° C.

A questa sarebbe dovuta seguire la costruzione e sperimentazione dei dispositivi fondamentali del nuovo tipo di macchina e per ultima la costruzione di un primo prototipo pienamente funzionante e riproducibile in grande serie.

Nella sua richiesta di finanziamento la soc. Franco Tosi dava di questa macchina la seguente sintetica descrizione:

Il motore si compone di tre cilindri di turbina, uno di alta pressione con annesse camere di combustione e due di bassa pressione che lavorano in parallelo con il cilindro di alta pressione; di tre corpi del turbocompressore direttamente accoppiati ciascuno ad un cilindro di turbina.

I tre corpi di turbina ed i tre di turbocompressione sono simmetricamente disposti rispetto al riduttore ad ingranaggi a doppia riduzione che riduce la velocità di rotazione dai 21.000 giri/min dei tre gruppi di turbina ai 2.650 giri nel primo stadio di riduzione e quindi ai 1.500 giri/min finali, che sarebbero stati anche quelli fatti a regime dall'elica propulsiva.

La potenza erogata sarebbe stata di 1.000 CV a 6.000 m e 900 CV al suolo, con un consumo di 260 g per cavallo e per ora a 6.000 m ed un peso complessivo di 650 kg.

Tale progetto era quindi concettualmente simile a quello delle attuali turbine bialbero aventi gli stadi di alta pressione sia del compressore che della turbina separati da quelli a bassa pressione e divisi in due gruppi collegati separatamente tra loro mediante alberi coassiali.



Essa sarebbe stata però meno compatta ed un poco più pesante delle attuali, dovendo fare un presumibile uso di tre alberi separati e paralleli tra loro ma non coassiali, agenti tutti insieme sul riduttore; ma non per questo sarebbe stata meno valida sul piano del funzionamento e del rendimento complessivo.

Il progetto di Belluzzo suscitò grandi aspettative presso il Ministero dell'Aeronautica, tanto che già il 18 dicembre successivo il generale Valle chiedeva per iscritto al generale Fiore, capo della Direzione Generale delle Costruzioni ed Approvvigionamenti, notizie precise circa lo stato di avanzamento dei lavori sperimentali effettuati presso la Tosi.

Gli studi e gli esperimenti intrapresi non mancarono di fornire utili indicazioni, anche se la complessa architettura costruttiva adottata e l'indisponibilità degli adatti materiali non consentirono un passaggio in tempi brevi alla costruzione del previsto prototipo definitivo prima dell'inizio della seconda guerra mondiale.

Giuseppe Belluzzo non interruppe però i suoi studi ed i suoi lavori giungendo infine, nel 1941-42, alla stesura del previsto progetto definitivo.

In questo ultimo anno egli propose infatti al Ministero dell'Aeronautica il passaggio alla fase di costruzione del prototipo della sua ultima versione di turbina a gas, insieme a quella di un turbocompressore a gas di scarico da installare sui motori alternativi allora disponibili.

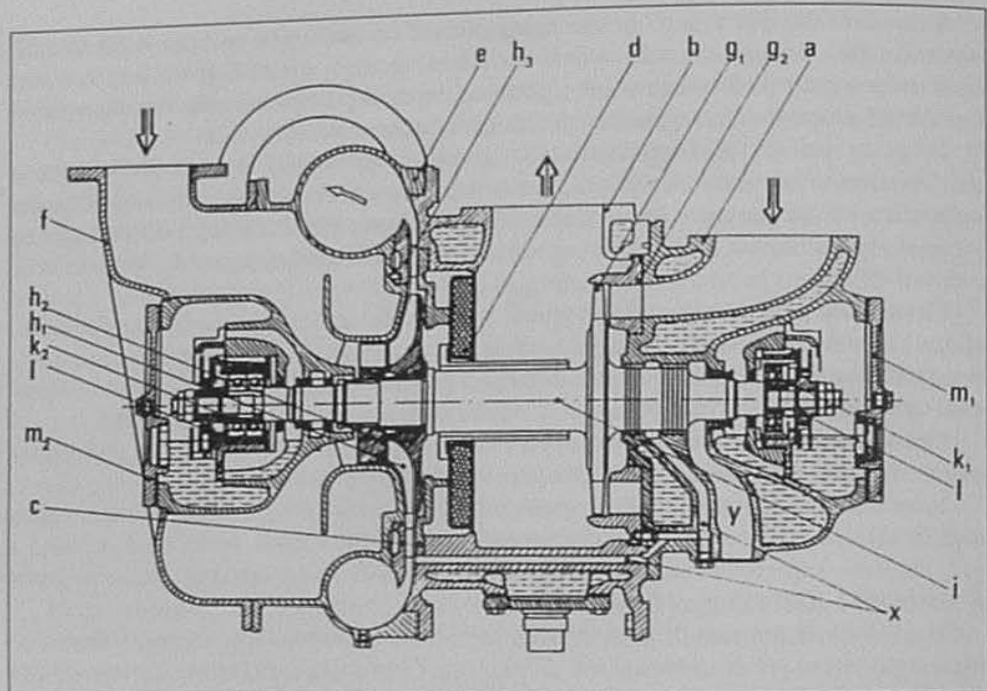
Nel 1942 il Ministero dell'Aeronautica decise perciò un ulteriore finanziamento per i lavori di costruzione di entrambi i prototipi di Belluzzo, stanziando la somma di 500.000 lire per il turbocompressore e quella di 3.000.000 di lire per la turbina a gas.

Per la fabbricazione di tali apparati l'ingegner progettista s'avvalse della collaborazione di una piccola ma importante industria romana: la ditta di Costruzioni Meccaniche ed Aeronautiche Contin, sita a Roma in via Tiburtina 295 a poca distanza dal Ministero dell'Aeronautica, che veniva spesso usata dagli organismi tecnici ministeriali sia per effettuare esperienze, che per la costruzione di prototipi sperimentali.

Belluzzo non riuscì però ad arrivare alla costruzione e messa a punto definitiva delle sue turbomacchine prima della fine del conflitto.

La fabbrica Contin, che era stata notevolmente ampliata nella seconda metà del 1942 con l'acquisto di un centinaio di nuove macchine utensili ed altre attrezzature per poter effettuare la produzione in serie delle motobombe FFF, che erano state ordinate in 2.000 esemplari dalla Germania e 500 dalla Regia Aeronautica, fu infatti colpita da uno dei bombardamenti aerei succedutisi su Roma dopo il 19 luglio del 1943.

Nei primi mesi di quest'ultimo anno, quando l'esigenza di poter disporre di motori sovralimentati da installare su velivoli intercettori, capaci di contrastare i bombardieri alleati alle loro elevate quote operative, si era fatta ormai improcrastinabile, la Regia Aeronautica decise d'inviare in Svizzera due suoi ufficiali: il ten.col. G.A.r.i. Guido Ferraris della DGCA ed il cap. G.A.r.i. Giorgio Greco per prendere contatti con le ditte Sulzer e Brown Boveri che, come abbiamo già detto



*Turbocompressore di sovralimentazione a gas di scarico Brown-Boveri sistema Büchi*

(§ II.2), avevano maturato una notevole esperienza nel campo della costruzione di turbine a gas per usi industriali, avendone già costruito alcuni esemplari funzionanti.

La Brown-Boveri in particolare aveva messo a punto un valido progetto di turbocompressore a gas di scarico di tipo centrifugo su progetto dell'ing. Büchi, mentre la Sulzer aveva realizzato un turbocompressore assiale per motori pesanti terrestri.

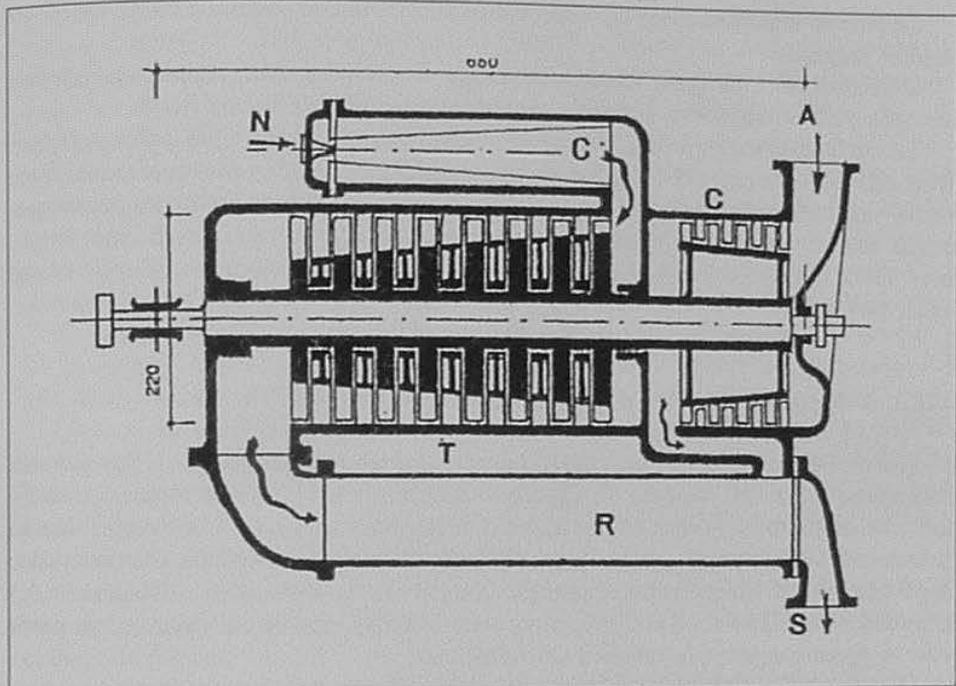
La Sulzer inoltre, già a partire dal 31 dicembre 1942, aveva proposto alla Regia Aeronautica un nuovissimo progetto di un motore diesel a due tempi, di potenza compresa tra i 3.000 ed i 5.000 CV.

La presentazione di tale progetto era avvenuta a Guidonia tramite un suo consulente tecnico, l'ing. Pio Franco Martinuzzi, che era cittadino italiano ma residente a Zurigo.

I due ufficiali, appositamente incaricati, avrebbero dovuto cercare d'ottenere la cessione del progetto completo di un turbocompressore da installare sul nuovo motore Piaggio P.XV allora in fase di realizzazione.

La missione in Svizzera dei due ufficiali si svolse regolarmente nella prima decade del luglio 1943. Fu raggiunto un pieno accordo con la Sulzer per la costruzione di un prototipo completo di tale dispositivo, anche se la società svizzera aveva già manifestato l'intenzione di consegnarlo solo dopo la fine delle ostilità.

La Regia Aeronautica, che aveva un disperato bisogno immediato di un appa-



*Schema della turbina a gas Belluzzi nella sua versione definitiva presentata dal progettista nella seconda metà degli anni 40*

to di questo tipo, ne richiese la immediata cessione anche ai tedeschi, che accordarono la disponibilità del progetto di un turbocompressore costruito dalla Hirth.

Gli avvenimenti che seguirono l'armistizio dell'8 settembre non permisero tuttavia di portare a compimento nessuna delle iniziative che erano state intraprese per la costruzione di tali dispositivi, oltre che di turbine a gas impiegabili su aerei da combattimento.

L'ing. Belluzzi, in particolare, avrebbe ripreso i suoi studi ed esperimenti nel dopoguerra, condotti sempre presso la ricostituita fabbrica Contin, trasferitasi a poca distanza dalla vecchia sede, portandoli a termine nel 1949, con la definitiva messa a punto del progetto di una nuova famiglia di turbine a gas di costruzione modulare che avrebbe dovuto essere capace di fornire una vasta gamma di potenze, che andavano dai 5 (cinque!) ai 6.000 CV (Bibl. 39, 74), ed avrebbero potuto essere adattate sia all'uso aeronautico che a quelli navale e ferroviario, oltre che per impianti fissi terrestri impiegati per la produzione d'energia elettrica.

Queste turbine facevano uso di dispositivi recuperatori del calore dei gas di scarico capaci di preriscaldare l'aria comburente prima che questa fosse immessa nelle camere di combustione, ed avevano palette raffreddate mediante circolazione forzata d'aria introdotta attraverso il disco della girante, secondo lo schema di massima messo a punto presso la Breda molti anni prima.

Le palette di turbina avrebbero lavorato a 500° C usando acciai a basso tenore di metalli pregiati.

L'utilizzazione di quest'ultima creazione di Belluzzo in campo aeronautico avrebbe però richiesto una notevole serie di alleggerimenti e modifiche.

La contemporanea produzione in massa di turbogetti sempre più potenti, leggeri ed affidabili da parte delle industrie aeronautiche britannica e statunitense, mise però completamente fuori mercato la turbina a gas ipotizzata da Belluzzo per lo specifico settore aeronautico, mentre l'insigne progettista scompariva tre anni dopo, nel 1952 a Roma, all'età di 76 anni, ponendo fine ad ogni ulteriore sviluppo anche negli altri settori.

## *VII.2: Il Reggiane Re. 2005 R di Broglio-Ferri-Sarracino*

Uno dei danni più gravi arrecati al mondo aeronautico italiano " ... dai secondi ludì atletici mondiali; quando l'inesorabile dottrina di un generale italiano ricadde sulla stessa Italia ...", come disse nel 1952 con amara ironia G.A. Crocco facendo riferimento alla seconda guerra mondiale ed alle teorie di Giulio Douhet, bene applicate solo da americani e britannici, consisté nella sostanziale distruzione dei giganteschi impianti del Centro Sperimentale di Guidonia, di cui rimasero in piedi solo le opere murarie e le carpenterie metalliche.

Queste ultime vennero poi recuperate come rottame, per favorire la ripresa economica nazionale dell'immediato dopoguerra, completando le demolizioni stesse in maniera definitiva.

Le installazioni e le attrezzature sperimentali di tale centro furono infatti, nel breve arco temporale che intercorse tra la loro inaugurazione, avvenuta nel 1936, e la loro distruzione, avvenuta nel 1943, tra le maggiori al mondo, comprendendo oltre a sei gallerie subsoniche anche una galleria aerodinamica supersonica capace di simulare velocità di volo dell'ordine di 2.400 km/h, nella quale vennero svolti alcuni lavori di ricerca sui profili alari supersonici particolarmente avanzati ed estremamente significativi per quei tempi.

In questo grande complesso, dotato di numerosi altri impianti, operarono i migliori specialisti italiani del tempo dei settori aerodinamico, idrodinamico, strutturale, motoristico e delle telecomunicazioni, molti dei quali avrebbero continuato le loro attività ed i loro studi anche nel successivo dopoguerra sia in Italia, nelle università e nell'industria, che negli Stati Uniti.

Tra questi vanno in particolare ricordati Luigi Broglio, Antonio Ferri e Marcello Sarracino.

Questi tre ufficiali misero a punto nel 1942 un nuovo velivolo a propulsione mista elica-getto che accese nella Regia Aeronautica considerevoli speranze circa l'immediata disponibilità operativa di un velivolo da caccia dalle prestazioni di volo molto elevate; aspettative di certo ritenute più fondate di quelle precedentemente riposte nel Campini-Caproni C.C. 2.

Il progetto, iniziato da Ferri e Sarracino con la successiva collaborazione dell'allora esperto in strutture aeronautiche Broglio, consisteva nell'applicazione, su uno dei moderni caccia della serie 5 allora già disponibili, di un impianto propulsore ausiliario a getto che fosse capace d'incrementarne le prestazioni di volo in combattimento portandone la velocità massima ad alta quota a poco meno di 750 km/h.

In una memoria scritta, datata 20 novembre 1942, che venne presentata alle superiori autorità della Regia Aeronautica, Antonio Ferri rilevava infatti che l'evoluzione del combattimento aereo, verificatasi in quei primi anni di guerra, aveva reso manifesta l'esigenza di poter disporre di velivoli da caccia aventi una velocità massima ed un rateo di salita i più elevati possibili a quote comprese tra i 5.000 ed i 10.000 m.

Al crescere dell'altezza, infatti, i normali motori alternativi perdono sempre di più potenza a causa della rarefazione atmosferica, che dà luogo ad un conseguente calo della densità dell'aria aspirata nei cilindri.

Questa caratteristica negativa poteva già allora essere largamente corretta mediante l'uso di compressori meccanici comandati direttamente dai motori stessi, ristabilendo quindi su valori massimi la potenza erogabile ad alta quota, anche se parte dell'energia meccanica prodotta dal motore veniva sottratta alla propulsione per poter muovere tali impianti ausiliari.

Un altro metodo efficace consisteva nell'uso di un più moderno ed efficace turbocompressore azionato invece dai gas di scarico prodotti dallo stesso motore alternativo che invece non ne riduceva la potenza erogata.

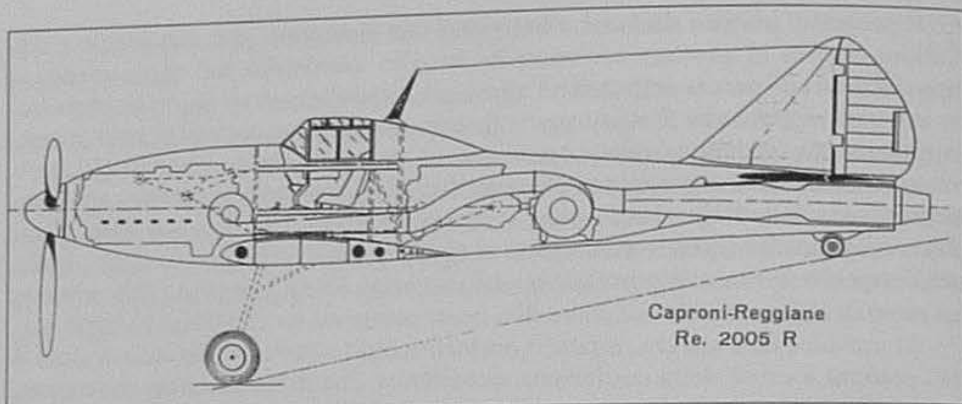
La tecnica motoristica italiana dell'epoca, come abbiamo detto, non era stata capace di disegnare e mettere a punto un originale ed adeguato turbocompressore di quest'ultimo tipo (§ VII.2).

Nella sua memoria tecnica Ferri proponeva perciò d'installare su uno dei velivoli della serie 5, i più potenti e veloci tra quelli allora in dotazione alle forze aeree italiane, un motore a scoppio ausiliario che avrebbe assolto ad una duplice funzione: quella d'azionare direttamente un compressore meccanico di adeguate caratteristiche, che fosse capace di ristabilirne la pressione d'alimentazione in quota, più quella di produrre un flusso d'aria in pressione capace di bruciare carburante aggiuntivo per dare luogo allo scarico all'esterno di un getto di gas ad alta velocità che fosse in grado di produrre una adeguata spinta reattiva.

I forti consumi di carburante connessi con quest'ultima funzione avrebbero però ridotto l'autonomia del velivolo consigliandone un uso limitato ai pochi minuti di durata della sola fase del combattimento aereo.

Tra i caccia della serie 5 allora utilizzabili fu scelto il Reggiane Re. 2005, che oltre ad avere caratteristiche aerodinamiche particolarmente spinte, essendo già capace di raggiungere velocità dell'ordine dei 630 km/h ad una quota di 6.800 m con un peso totale di 3.574 kg, aveva due altre importanti qualità: possedeva un basso carico alare al peso massimo ed aveva anche un baricentro particolarmente spostato in avanti verso il muso dell'aereo, essendo collocato al 21% della corda alare, mentre ad esempio quello del Macchi MC.205 era notevolmente più arretrato essendo situato al 31% circa.





*Il Reggiane Re. 2005 R di Broglio-Ferri-Sarracino con motocompressore centrifugo*

Anche se il progettista del bel velivolo della Reggiane ing. Roberto Longhi ebbe a manifestare ad Antonio Ferri tutte le sue perplessità in proposito per le negative variazioni d'assetto che ne sarebbero potute derivare, il Re. 2005 venne ritenuto in grado di sopportare bene sia un incremento dei pesi di circa 510 kg, derivante dall'installazione del previsto moto-compressore ausiliario corredato dei relativi condotti e del relativo bruciatore, che l'arretramento della posizione del nuovo baricentro verso la coda dovuto alla collocazione di tali carichi aggiuntivi dietro al posto di pilotaggio e nella parte terminale di fusoliera.

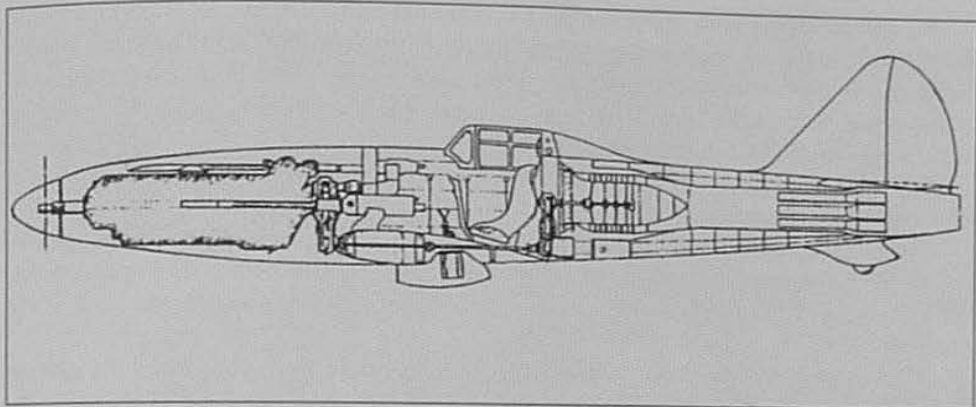
L'unità propulsiva ausiliaria avrebbe dovuto essere costituita da un motore Fiat A 20 a 12 cilindri a "V" raffreddato a liquido, capace di erogare 370 CV, azionante due turbosoffianti centrifughe: una per la sovralimentazione del motore principale Daimler Benz DB.605 da 1.250 CV continui, e l'altra per la creazione del getto propulsivo ausiliario.

Quest'ultimo sarebbe stato prodotto attraverso il passaggio dell'aria compressa, preventivamente addizionata al combustibile, in un diffusore che ne avrebbe ridotto la velocità prima dell'ingresso in camera di combustione.

I gas caldi così prodotti sarebbero quindi passati in un condotto di scarico per essere espulsi all'esterno attraverso un ugello a semplice convergenza capace d'incrementarne notevolmente la velocità d'uscita, con la conseguente produzione della massima spinta di reazione possibile.

Tutto questo avrebbe reso disponibile una potenza propulsiva complessiva pienamente confrontabile con quella erogata da un singolo motore alternativo di almeno 2.000 CV, che non era allora disponibile in Italia.

Unici inconvenienti previsti erano quelli dovuti all'aumento di superficie bagnata dall'aria derivante dall'allungamento della parte posteriore della fusoliera, ed all'accrescimento della superficie dei radiatori utilizzati, che era dovuta alla installazione di elementi aggiuntivi, relativi sia al motore Fiat che ad un refrigeratore ausiliario o intercooler che sarebbe stato utilizzato per raffreddare la miscela compressa di sovralimentazione inviata al Daimler Benz DB. 605.



*Il Reggiane Re. 2005 R di Broglio-Ferri-Sarracino con motocompressore assiale*

Nei calcoli di progetto veniva preventivato un aumento della potenza massima complessiva da 1.250 a 2.030 CV, con una velocità massima di volo sicuramente non inferiore ai 700 km/h.

La spinta erogabile da parte del getto ausiliario era stimata in 120 kg.

Alla realizzazione di alcuni dei dispositivi sopra elencati venne chiamata la ditta Ansaldo di Genova, sotto la supervisione dell'ingegner Silla.

Venne quindi realizzato un prototipo di tale dispositivo che venne sottoposto a numerose prove di funzionamento, risolvendo in particolare i problemi d'accensione della miscela compressa di aria e carburante.

I positivi risultati di tali prove furono comunicati ai superiori organi tecnici della Regia Aeronautica nel luglio del 1943.

Dalla documentazione esistente e da testimonianze dirette risulta che la costruzione dell'impianto propulsivo del prototipo del Re 2005 R fu effettivamente portata avanti, e venne inoltre iniziato il processo di modifica di un preesistente velivolo.

L'apparato propulsivo a reazione venne anche sottoposto a prove di funzionamento a terra con misurazione statica della spinta effettivamente erogata, che risultò essere pari a 95-100 kg, ma suscettibile di ulteriori incrementi.

La parte posteriore del Re. 2005 dovette essere completamente ridisegnata sotto la direzione di Luigi Broglio per consentire l'alloggiamento di tutti i dispositivi connessi.

Le prestazioni previste ottenibili ad un peso totale di 4.070 kg, comprendente quello dell'armamento che era stato ridotto ai soli 3 cannoni Mauser da 20 mm, risultarono essere di 730 km/h a 7.800 metri mantenibili per 12 min.

Gli avvenimenti dell'8 settembre 1943 impedirono il pieno completamento di tale progetto e l'inizio della sua ulteriore evoluzione, già prevista da Antonio Ferri, consistente nell'uso di un compressore assiale posto direttamente alle spalle del pilota, azionato direttamente dal motore principale del velivolo mediante un'apposita trasmissione.

La combustione della miscela d'aria compressa addizionata con il combustibile sarebbe avvenuta in una camera di combustione posta nella parte posteriore della fusoliera, il cui diametro esterno e la cui lunghezza sarebbero state adeguatamente maggiorate, mentre lo scarico dei gas espansi prodotti sarebbe avvenuto ancora attraverso un ugello convergente caudale.

Secondo i calcoli del progettista tale dispositivo migliorato avrebbe dovuto fornire una spinta teorica di 350 kg.

Come abbiamo visto nel capitolo introduttivo, i servizi segreti alleati mostrarono nel 1944 un grande interesse per quanto realizzato sul prototipo del Reggiane Re. 2005 R, del quale non è noto l'effettivo stato d'approntamento raggiunto né la sorte successiva.

A titolo di confronto occorre ricordare che, verso la fine della seconda guerra mondiale, i sovietici, allora alleati degli americani, misero a punto velivoli analoghi al Re. 2005 R.

Alcuni tipi di motoreattori siglati VRDK (Vozdushno Reaktivnyi Dvigatel Kompressornyi, Motore a Reazione con Compressore d'Aria), sviluppati a partire dal marzo 1944 su diretto ordine di Stalin sotto la direzione di V.K. Kholshcheynikov, vennero installati su due tipi di velivoli da caccia con motore alternativo e propulsione ad elica: il Sukhoi Su-5 ed il Mikoyan-Gurevich I-250 N, conferendo ai prototipi di quest'ultimo tipo incrementi di velocità dai 677 km/h, della versione provvista del solo motore alternativo, agli 825 km/h di quella con il motoreattore.

Tale incremento di prestazioni era indubbiamente marcato ma non sarebbe stato più decisivo per la contemporanea apparizione del Messerschmitt Me.262 germanico propulso dagli avanzatissimi turbogetti a compressore assiale Junkers Jumo 004.

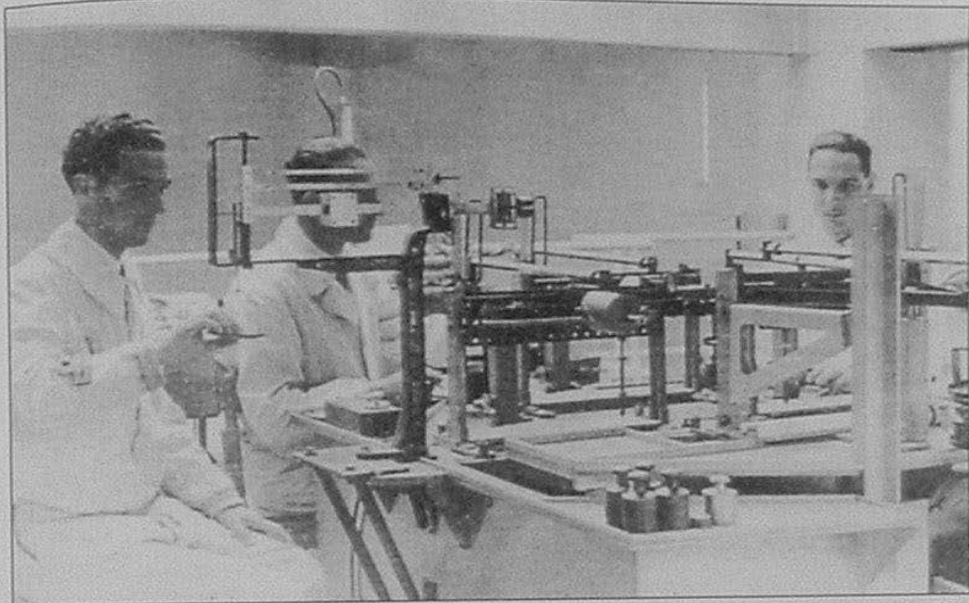
Dieci esemplari di pre-serie dello I-250 vennero ordinati nel marzo 1945, ma dopo la cattura degli specialisti e dei turbogetti tedeschi avvenuta con la definitiva sconfitta e l'occupazione della Germania, la costruzione di questo tipo di velivoli, considerati superati, venne definitivamente abbandonata alla fine del 1945.

Durante quegli stessi anni gli americani non avevano effettuato invece alcuno studio costruttivo decisivo sulla propulsione a getto, ricevendo dai britannici i prototipi dei turbogetti Whittle a compressore centrifugo, che vennero costruiti dalla General Electric ed installati sul loro primo velivolo a reazione, il Bell Airacomet (§VI.1).

Il notevole interessamento mostrato dagli alleati, nell'estate del 1944, per il prototipo del Re. 2005 R italiano di Broglio-Ferri-Sarracino appare quindi pienamente comprensibile.

Antonio Ferri, che si era rifugiato sui monti dell'Appennino marchigiano non lontano dal suo paese natale di Bolognola, per sfuggire alla cattura da parte dei tedeschi, venne contattato nel 1944 dagli americani su specifica segnalazione di T. von Kármán per essere invitato a trasferirsi negli USA a similitudine di quanto sarebbe stato fatto qualche mese dopo con molti scienziati aeronautici e missilistici germanici.

In quello stesso periodo gli americani avrebbero in realtà effettuato uno screening dettagliato di tutte le innovazioni tecnologiche che erano state ideate e brevet-



*Antonio Ferri (a sinistra) giovane sperimentatore a Guidonia al lavoro con due colleghi alla bilancia dinamometrica di una delle piccole gallerie aerodinamiche*

tate in quegli anni in Italia, acquisendo tutti i progetti più interessanti, che sarebbero quindi diventati indisponibili in Italia.

Gli ideatori e depositari italiani di tali brevetti non poterono rivalersi legalmente di tale sottrazione (Bibl. 12, 55) né, tranne qualche caso isolato, ricevettero un adeguato indennizzo.

Negli USA Antonio Ferri avrebbe dato un contributo sostanziale al progresso degli studi di aerodinamica supersonica, che avevano imboccato una strada irta di difficoltà apparentemente insormontabili, a causa dell'errata valutazione teorica fatta dagli americani dell'entità della cosiddetta "barriera sonora", che era stata ritenuta difficilmente superabile da parte degli aerei pilotati con le potenze propulsive allora disponibili (Bibl. 51).

Per un velivolo monoplano monoposto in volo a quote medie veniva infatti ritenuta necessaria una spinta del propulsore a getto installato pari ad almeno 16.000 kg, quando invece ne sarebbe bastata una grande meno della metà (Bibl. 28).

Con i suoi studi sperimentali Ferri ridimensionò tale previsione negativa, evidenziando che la barriera sonora, se superata, sarebbe stata in realtà riducibile ad un semplice anche se marcato gradino di resistenza addizionale all'avanzamento dovuto alla compressibilità dell'aria.

Successivamente si sarebbe occupato d'insegnamento, diventando preside del politecnico di Brooklyn (New York), lavorando nel contempo alla messa a punto degli statoreattori costruiti dalla società Marquard sulla costa orientale, facendo il pendolare coast to coast con voli settimanali.

Ricopri inoltre la carica di direttore dei Laboratori Aerospaziali Guggenheim e quella di presidente della General Applied Science Laboratories a Westbury, New York.

In quegli stessi anni, negli USA, lo statoreattore o ram-jet venne studiato anche presso lo Aeronautical Laboratory della Cornell University, diretto da Clifford Furnas, ad opera di un altro italiano: l'ing. Giuseppe Foa.

Antonio Ferri, studioso di aerodinamica di eccezionale valore e di rinomanza mondiale, scomparve prematuramente nel dicembre 1975.

La sua figura è praticamente sconosciuta in Italia presso il grande pubblico, mentre resta nota solo presso la ristretta cerchia degli specialisti di tale settore.

Occorre inoltre ricordare l'importante attività in campo missilistico e spaziale svolta da Luigi Broglio negli ultimi decenni, che esula dal periodo storico qui considerato.



## CAPITOLO VIII

### LE ARMI ITALIANE CON PROPULSIONE A RAZZO NELLA SECONDA GUERRA MONDIALE

Nel corso del secondo conflitto mondiale l'Italia non fece uso operativo di proiettili o altri tipi di armi di ideazione e costruzione nazionale dotate di propulsione a razzo.

Scienziati e tecnici italiani furono tuttavia concretamente attivi anche in questo settore, malgrado i relativi studi fossero stati ripresi in maniera sistematica solo a conflitto già iniziato, avendo risentito sia del già manifestato scetticismo circa la loro capacità di colpire con precisione un determinato bersaglio che della indisponibilità di adeguati finanziamenti, verificatasi negli anni che precedettero il conflitto.

Nel corso della guerra andò perciò maturando una poco nota ma intensa attività sperimentale anche in questo settore ad opera di alcuni personaggi altamente qualificati, che non mancò di produrre alcuni risultati sperimentali positivi, privi però di qualsiasi influenza sulla condotta delle operazioni belliche.

Nella prima metà del 1943 si giunse infatti alla fase di messa a punto di alcuni promettenti prototipi di propulsori a razzo suscettibili di essere riprodotti in serie.

Lo stadio finale d'industrializzazione venne però raggiunto solo nell'estate 1943, quando le sorti della guerra erano ormai segnate e gli avvenimenti avevano preso un andamento totalmente negativo per il Paese.

Nel corso di quest'ultimo anno, inoltre, i bombardamenti alleati avevano cominciato a colpire con precisione anche gli impianti presso i quali tali progetti venivano messi a punto.

Già prima dell'armistizio il clima nel quale gli specialisti di questo particolare settore potevano lavorare cominciò ad essere pertanto sempre meno favorevole, mentre gli avvenimenti successivi portarono alla brusca interruzione di ogni ulteriore attività.

Il caos seguito all'8 settembre 1943 portò alla cancellazione dei risultati tecnologici che erano stati ottenuti.

I progetti in via di completamento non vennero divulgati dagli stessi autori che, in presenza di truppe d'occupazione straniera, avevano ben poco interesse a far conoscere lo stato avanzato del proprio lavoro, mentre negli anni successivi essi divennero rapidamente obsoleti andando in massima parte dispersi e lasciando solo scarsissime testimonianze dirette e pochissime tracce d'archivio.

### *VIII.1: I razzi dell'ing. Belmondo*

L'ing. Claudio Belmondo (1900-1976) aveva creato a Torino, già a partire dal 1933, un suo Centro per lo studio della propulsione a reazione, con il preciso scopo d'ideare e costruire razzi a propellente solido che fossero adatti all'impiego militare.

Proseguendo tale attività, a partire dal 1936, il tecnico italiano ebbe modo d'ispirarsi anche agli studi ed ai lavori, pubblicati e quindi noti, eseguiti in Francia dall'ing. M. Bory (Bibl. 7) per conto del governo di quel paese.

Questi aveva studiato a lungo sul piano teorico il problema del moto di un razzo lungo una traiettoria obliqua quale sarebbe risultata da un lancio aria-terra effettuato da un aeroplano in volo, ed aveva anche realizzato in pratica dei razzi a combustibile solido, che erano stati provati mediante tiri da un piccolo aereo privato.

Gli esperimenti venivano condotti in maniera autonoma e con ristrettezza di mezzi tanto che il velivolo, quando non veniva usato, era tenuto in rimessaggio a Parigi nel sobborgo di Saint Germain.

Il Belmondo copiò inizialmente il progetto di razzo elaborato dal francese trovandolo però inadeguato, perché il tipo d'ordigno che egli poté costruire e sperimentare risultava privo sia di un'adeguata spinta propulsiva che di una buona finezza aerodinamica.

Esso era inoltre afflitto da una marcata instabilità longitudinale, pur essendo provvisto di lunghi piani stabilizzatori posteriori.

Per ovviare a tali inconvenienti l'italiano modificò sostanzialmente questo progetto costruendo un razzo capace di ruotare velocemente intorno al proprio asse a circa 20.000 giri/min, ottenendo in tal modo un marcato effetto di stabilizzazione giroscopica della traiettoria.

I risultati ottenuti furono ritenuti dallo stesso Belmondo di livello più che adeguato, tanto che egli denominò il suo dispositivo "razzo giroscopico".

Il progettista, che nel frattempo aveva fondato una società denominata Volugrafo con sede a Torino in corso Beccaria 2, aveva effettuato una lunghissima serie di circa 800 prove di messa a punto del suo sistema propulsivo, utilizzando un razzo di piccole dimensioni pesante complessivamente poco più di 500 g.

Esso aveva un corpo tubolare in sottile acciaio, leggero ma molto robusto perché realizzato senza saldatura secondo il metodo Mannesmann, che era lungo 28 cm e conteneva sia il propellente solido utilizzato che una carica esplosiva di 100 g.

Il piccolo endoreattore era capace di fornire una spinta di 25 kg, misurata staticamente al dinamometro, che gli faceva coprire una gittata utile di 3 km.

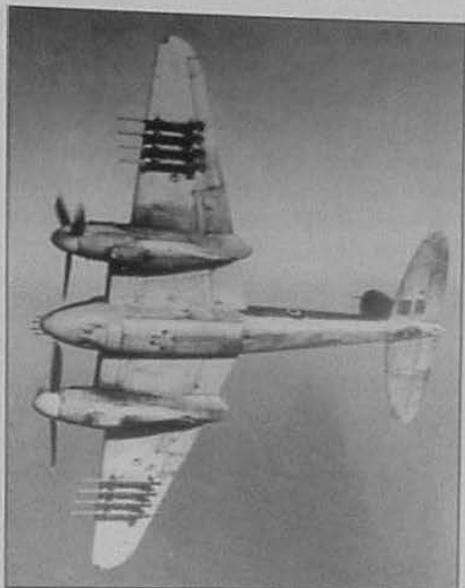
Fu provato alcune volte anche in presenza del generale Pinna dello Stato Maggiore della Regia Aeronautica, il quale, in via informale, si era recato in visita presso l'officina di costruzione e collaudo usata dallo sperimentatore per prendere visione diretta dei risultati ottenuti.

A seguito di ulteriori prove eseguite nel 1938 dall'Esercito, l'impiego terrestre di proiettili autopropulsi di questo tipo fu però scartato per la ridotta gittata e la scarsa potenza distruttiva da essi posseduta, ma ne venne ipotizzata l'adattabilità all'u-

so aeronautico sia nel tiro contro mezzi meccanici al suolo che per quello "a raffica interaerei" di lunga gittata, secondo la dizione allora adoperata dalla Regia Aeronautica o più semplicemente ariaria, come si dice oggi usando una terminologia di derivazione americana.

Come abbiamo visto l'Arma Aerea aveva già eseguito prove sui razzi giudicandoli imprecisi e quindi poco adatti all'uso aeronautico, per l'elevato numero di ordigni che avrebbero dovuto essere lanciati per avere una buona probabilità di colpire il bersaglio.

L'offerta del Belmondo fu quindi lasciata cadere ed anzi l'ingegnere torinese, che aveva condotto i suoi costosi esperimenti autofinanziandosi, ebbe il nulla osta a prendere contatti con una grossa ditta francese che voleva realiz-



*Un De Havilland Mosquito Mk VI con otto razzi da 3" in installazione subalare*



*Lancio balistico eseguito nel 1938 di un "razzo tracciante" lungo 600 mm e con diametro 82 mm ideato e costruito dall'ing. Claudio Belmondo*

zare un esemplare in scala maggiorata del razzo dell'italiano, capace di essere armato con una testata esplosiva di 100 kg.

Qualche tempo dopo lo scoppio della seconda guerra mondiale, gli italiani poterono però sperimentare a loro spese l'efficacia bellica dei proiettili a razzo, che vennero incontrati per la prima volta in Russia nel luglio del 1942, dove, come abbiamo visto (§ IV.2), venivano largamente usati dai sovietici come proiettili d'artiglieria lanciati da rampe installate su autocarri, detti "Katiuscia", dei quali nel novembre 1942 fu anche catturato almeno un esemplare corredato dei relativi proiettili, che venne incorporato dall'ARMIR (Armata Italiana in Russia) ed usato più volte contro i sovietici anche nel corso della successiva battaglia del Don.

Anche in Mediterraneo e Nord Africa gli Italiani dovettero subire il lancio dei razzi fatto dai britannici che, verso la fine del 1942, iniziarono ad impiegarne in combattimento con crescente successo un paio di tipi aria-superficie, particolarmente indicati per l'impiego anticarro ed antinave.

Tali proiettili-razzo venivano trasportati, fissati a rotaie di lancio collocate in posizione subalare, dagli "Hurricane" e dai "Beaufighter" operanti in Nord Africa e nel Mediterraneo.

Il nostro grande transatlantico "Rex" sarebbe stato affondato in Adriatico nel 1944 con il lancio di numerosi ordigni di questo stesso tipo.

Il progetto di base di questi particolari razzi era stato sviluppato in maniera autonoma dagli stessi britannici dopo che nel 1941 i sovietici avevano lasciato cadere l'offerta di fornirne direttamente alcuni loro esemplari aria-suolo già operativi, impiegati con grande successo contro le colonne corazzate germaniche.

La cessione di tale progetto sarebbe stata data come contropartita per la fornitura di uno squadrone di caccia "Hurricane" (Bibl. 19) utilizzato dai russi per la protezione dei convogli di rifornimenti che venivano loro inviati dagli alleati attraverso le rotte polari dell'Atlantico settentrionale, ma tale accordo non andò a buon fine.

La spiacevole presa di contatto degli italiani con questi nuovi ordigni dovette esercitare un notevole potere persuasivo sui responsabili della Regia Aeronautica circa la necessità di riconsiderare l'importanza bellica del razzo specie nel tiro anticarro, tanto che il Belmondo venne incaricato di fornire alcuni esemplari dei nuovi tipi di razzi che egli aveva nel frattempo costruiti, per poter condurre le relative prove di lancio.

Nel luglio 1942, sul poligono di Furbara, vennero quindi condotti alcuni tiri di prova dall'aereo utilizzando razzi da 45 e 47 mm di diametro sistemati in collocazione subalare su un bimotore da bombardamento Fiat BR 20.

I risultati di queste prove vennero giudicati ancora una volta insufficienti per un efficace tiro mirato aria-terra, ma migliorabili, tanto che il Belmondo dovette eseguire alcune modifiche del suo progetto, intervenendo ancora una volta sul sistema di stabilizzazione giroscopica del razzo stesso lungo la sua traiettoria, compiendo anche i necessari studi per la loro installazione su monomotori da caccia, che sarebbero stati assai più adatti all'impiego anticarro a bassa quota di un pesante bombardiere bimotore.

Nei primi mesi del 1943, per poter eseguire i lanci di prova reali, la Regia

Aeronautica mise a disposizione un monomotore Macchi MC. 200 che venne basato sull'aeroporto di Venaria Reale a Torino.

Nel frattempo le autorità germaniche, che si erano andate interessando ai progetti dell'ing. Belmondo, malgrado questi fosse stato invitato a mantenere su di essi il più assoluto riserbo, presero contatto con il tecnico italiano per ottenere la diretta cessione dei suoi progetti.

Tali contatti andarono a buon fine tanto che tra le parti venne stipulato un regolare contratto di vendita.

Dell'accordo furono regolarmente informate le autorità militari italiane, che rimasero sorprese per tale atto non previsto. Chiamato a dare spiegazioni, l'ing. Belmondo si giustificò asserendo di essere stato debitamente autorizzato ad effettuare tale accordo dal generale Pietro Ago, allora presidente del Comitato Tecnico Armi e Munizioni dello Stato Maggiore Generale.

Il marasma seguito all'armistizio dell'8 settembre 1943 pose termine anche allo sviluppo di tali progetti.

### *VIII.2: Le bombe con propulsione a razzo*

Nei giorni compresi tra l'8 ed il 13 luglio 1940, tra la flotta italiana e quella britannica fu combattuta la battaglia di Punta Stilo, nel corso della quale un numero complessivo di circa 500 bombardieri della Regia Aeronautica, in più riprese, sganciarono da alta quota 2.000 bombe da 500, 250 e 100 kg sulla flotta nemica senza ottenere alcun risultato utile di rilievo a parte il danneggiamento dell'incrociatore Gloucester (Bibl. 66).

Lo Stato Maggiore dell'Arma Aerea cominciò allora a rendersi pienamente conto della inefficacia del bombardamento da alta quota contro obiettivi navali in veloce movimento, sul quale era stato fatto esclusivo affidamento, prendendo quindi atto del gravissimo problema di non avere a propria disposizione capacità di attacco antinave adeguate per una efficace condotta della guerra aeronavale in Mediterraneo.

Questa imprevista e drammatica contingenza era dovuta al fatto che in quello stesso periodo gli italiani non avevano a disposizione né siluri aviolanciabili da parte di plurimotori a largo raggio d'azione pilotati da equipaggi già addestrati, né bombardieri in picchiata capaci di colpire con precisione le navi avversarie da quota ravvicinata.

Il bimotore SIAI SM. 85, che era stato concepito per assolvere quest'ultimo tipo d'impiego e del quale erano stati costruiti trenta esemplari, era infatti risultato del tutto inadatto allo scopo, tanto che tali velivoli furono demoliti.

Si cercò allora di correre rapidamente ai ripari.

Venne iniziato l'addestramento dei primi cinque equipaggi di SIAI S. 79 destinati all'aerosiluramento e furono nel contempo acquisiti i primi esemplari di una serie di 50 siluri "Whitehead" prelevandoli da una commessa di trecento armi dello stesso tipo già ordinata dalla Luftwaffe.



Venne inoltre richiesta all'alleato germanico la cessione di un centinaio di velivoli Junkers Ju.87 "Stuka" da bombardamento a tuffo che sarebbero risultati validi anche per l'impiego antinave.

Furono anche analizzate le cause fondamentali che rendevano inefficace il bombardamento con armi a caduta libera effettuato da alta quota da formazioni serrate di bombardieri medi del tipo SIAI S. 79 o Cant. Z 1007, che erano invece largamente disponibili in quel periodo; giungendo alla conclusione che il tempo di caduta delle bombe adoperate era eccessivo e tale da lasciare alle navi avversarie tutto il tempo necessario per poter eseguire rapide accostate d'emergenza.

Le navi britanniche erano perciò in grado d'evitare sia l'impatto diretto delle bombe sulle sovrastrutture che di neutralizzare i pericolosi effetti d'urto subacqueo sulle carene provocato dalle esplosioni ravvicinate che avvenivano al disotto della superficie marina.

Venne allora ipotizzato l'uso di propulsori addizionali a razzo da applicare alle stesse bombe per accelerarne al massimo la caduta verticale ed impedire tali manovre.

Una importante conferma dell'efficacia di una nuova arma di questo tipo giunse con l'arrivo in Sicilia degli aerei del X CAT (Corpo Aereo Tedesco), che s'installò su diverse basi siciliane tra cui gli aeroporti di Catania e Gerbini.

A capo dell'ufficio di collegamento con i nuovi venuti fu messo un ufficiale italiano di madre lingua germanica: il col. Riccardo (Helmuth) Seidl, di origini bavaresi, che sarebbe stato futuro comandante del 36° Stormo Aerosiluranti e sarebbe eroicamente caduto in azione meritando la medaglia d'oro al V.M.

Seidl fu incaricato anche di prendere visione dei nuovi tipi di armi aviolanciabili di cui i tedeschi potevano già allora disporre.

L'ufficiale poté infatti assistere alla sperimentazione di una micidiale arma da poco entrata in dotazione agli aerei germanici: una bomba perforante da 1.000 kg dotata di propulsione addizionale a razzo che era capace di raggiungere una velocità terminale d'impatto supersonica, pari a 460 m/sec.

Il 2 maggio 1941 due esemplari inerti di tale inedita arma, recanti cemento al posto della testa esplosiva ed identificabili dalle immagini scattate nell'occasione come PC 1.000 RS "POL", furono agganciate all'attacco posto alla radice alare destra di due veloci bombardieri bimotori Junkers Ju.88, in presenza di ufficiali italiani e tedeschi, e lanciate su di un improvvisato bersaglio realizzato con strisce di tela incrociate tra loro distese sul terreno nell'area dell'aeroporto di Gerbini.

I veloci Ju.88 scesero in picchiata con un angolo di 45-50° C lanciando le bombe da 3.000 m d'altezza.

Il successivo innesco della propulsione razzo avvenne a poco più di 1.000 m e la bomba centrò con precisione il bersaglio dopo aver percorso una traiettoria di caduta estremamente tesa.

Le micidiali bombe affondarono nel terreno per circa 22 m, mentre l'effetto complessivo fu giudicato estremamente spettacolare dagli astanti, malgrado ci fosse pieno sole.



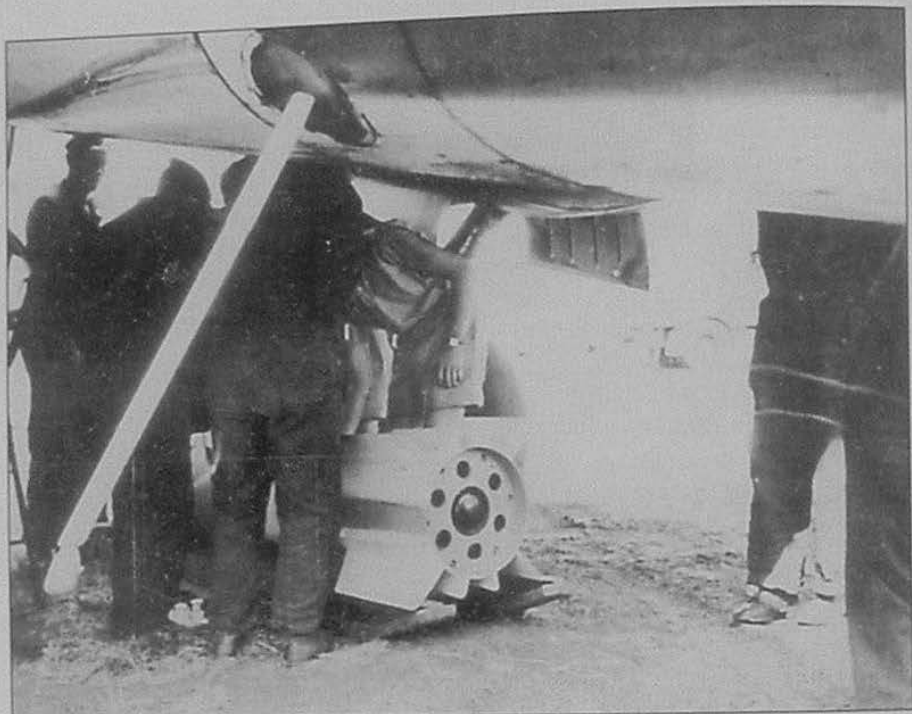
*Ogiva anteriore della bomba razzo perforante tedesca con propulsione addizionale a razzo mentre viene sospesa al gancio posto alla radice alare di uno Junkers Ju.88 del X CAT*

Il giorno successivo Seidl comunicava per iscritto quanto aveva visto alle superiori autorità aeronautiche italiane, assicurando anche che, debitamente autorizzato dal comandante italiano dell'aeroporto, si sarebbe recato nottetempo sul luogo dell'impatto per misurare con precisione la profondità raggiunta dall'arma nel terreno e per cercare di recuperarne almeno un esemplare, all'insaputa degli alleati germanici, per poterlo inviare subito dopo a Guidonia dove sarebbe stato utilizzato per compiere un'analisi tecnica molto approfondita.

Un accurato esame della bomba avrebbe fornito agli italiani informazioni essenziali sia sul tipo di propulsore a razzo utilizzato che sui profili e gli spessori del corpo metallico perforante.

Non si hanno notizie circa l'avvenuto recupero, e la data, forse anche notevolmente posteriore, in cui esso potrebbe essere stato effettuato.

Gli sviluppi successivi che vennero ottenuti, ed in particolare la coincidenza di alcuni parametri di lancio relativi ad un'arma italiana analoga, sembrano tuttavia confermare l'ipotesi che il recupero stesso sia stato effettivamente portato a termine,



*Parte posteriore della stessa bomba germanica con l'ugello di scarico del propulsore a razzo e le alette stabilizzatrici*

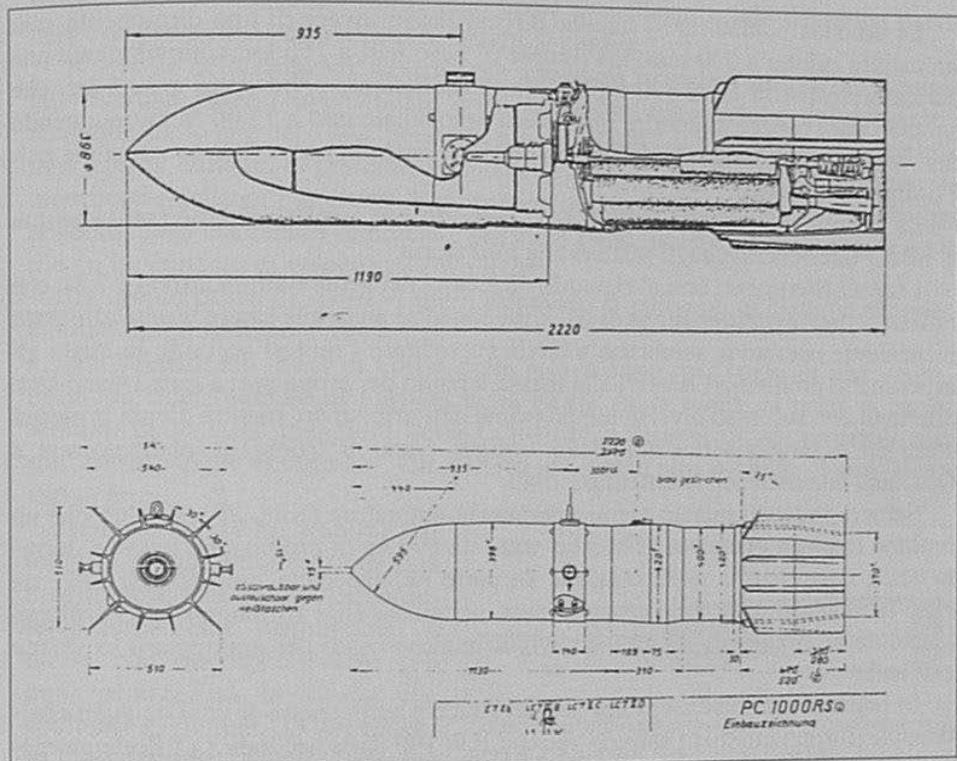
forse dopo il ritiro del X Corpo Aereo Tedesco, che venne inviato in Russia all'atto dell'inizio della "Operazione Barbarossa", e cioè l'invasione dell'Unione Sovietica.

Impianto propulsivo a parte, tale tipo di bomba non presentava però peso e dimensioni tali da poter essere facilmente adattata al trasporto ed allo sgancio da parte dei bombardieri italiani.

In quello stesso periodo, infatti, la Regia Aeronautica non disponeva di velivoli operativi bimotori simili allo Junkers 88 capaci di eseguire veloci affondate con lo sgancio in picchiata di pesanti bombe o razzi, ed in realtà non ne sarebbe mai venuta in possesso nel corso dell'intero conflitto.

L'Arma Aerea italiana aveva invece necessità di poter disporre di una bomba-razzo meno pesante di quella germanica, che fosse trasportabile in almeno due-quattro esemplari nell'interno della stiva bombe di uno S. 79 o di un Cant. Z 1007 per poter essere poi sganciata con relativa precisione mentre il velivolo si trovava in volo livellato ad una quota medio-alta.

La bomba-razzo italiana sarebbe dovuta quindi essere più piccola di quella germanica e pesare la metà o anche un quarto di essa ed avrebbe dovuto inoltre disporre di un accenditore capace d'innescare il funzionamento del propulsore a razzo con un conveniente ritardo, dando modo alla bomba di assumere un assetto preventivo di caduta obliquo prossimo al verticale.



Disegni originali della PC 1000 RS "POL" germanica

Per conservare un adeguato potere perforante il razzo avrebbe dovuto pertanto fornire una spinta nettamente più elevata di quella usata sull'ordigno tedesco, per dar modo all'arma di ottenere una velocità finale d'impatto nettamente superiore ai 460 m/sec, compensando in tal modo il minore peso posseduto e conservando la medesima energia cinetica di caduta.

Lo sgancio in rapida sequenza di due o meglio quattro bombe razzo avrebbe avuto poi la capacità di compensare la minore precisione di tiro sul bersaglio insita in un lancio d'alta quota.

Si decise allora di mettere allo studio presso il Centro Sperimentale di Guidonia la realizzazione di due tipi di bombe-razzo diverse tra loro ed entrambe di peso inferiore rispetto a quella germanica, provviste di propulsione addizionale probabilmente derivata da quella tedesca.

La prima sarebbe stata di tipo perforante con calibro pari a 307 mm e peso 250 kg, con punta ogivale a pareti spesse, dotata di una carica esplosiva di 135 kg ed una carica di propellente solido di 99 kg, che le avrebbe permesso di coprire una gittata massima orizzontale di 2.000 m, raggiungendo una velocità finale d'impatto pari a ben 1.500 m/sec, che era ritenuta altamente efficace sia nell'impiego contro il naviglio corazzato avversario che contro eventuali obiettivi terrestri fortemente protetti.

La seconda bomba-razzo sarebbe dovuta essere invece di tipo dirompente, con un calibro ridotto a 230 mm, ma sempre di peso pari a 250 kg, comprendente una carica esplosiva di circa 190 kg ed una di propellente solido pari a 42,5 kg, che sarebbe stata capace di coprire una gittata orizzontale pari a 1.000 m raggiungendo una velocità nettamente meno elevata della precedente, pari a 460 m/sec come nell'ordigno germanico.

La realizzazione di queste armi fu coperta dal più assoluto riserbo tanto che non si hanno ulteriori ragguagli relativi alla loro storia.

I fugaci riferimenti fatti al riguardo da tecnici del settore allora attivi (§ 7.3), che raffrontarono le caratteristiche di tali armi con altre analoghe estere giunte allo stato pienamente operativo, sembrano tuttavia accreditare l'ipotesi secondo la quale gli esperimenti preliminari relativi alla messa a punto dei propulsori a razzo siano stati effettuati con successo diverso tempo prima dell'armistizio, mentre alcuni prototipi completi e funzionanti degli stessi ordigni erano in corso di realizzazione a Guidonia alla data dell'8 settembre 1943.

Sempre secondo quanto viene riportato in letteratura (Bibl. 29), sembra che un limitato impiego operativo di bombe-razzo da 500 kg di produzione tedesca, fornite come contropartita della cessione da parte italiana della motobomba FFF, sia stato fatto anche dalla Regia Aeronautica, nei giorni 14 e 15 giugno 1943 seguenti la caduta di Pantelleria, contro il naviglio inglese usato per appoggiare lo sbarco sull'isola.

In realtà in quegli stessi giorni pesanti attacchi aerei contro le navi da guerra britanniche furono effettuati solo da velivoli F.W.190 della seconda Luftflotte germanica (Bibl. 2), scortati da caccia Messerschmitt Me.109, mentre non si ha notizia di attacchi italiani di pari importanza ed efficacia che pure potrebbero essere stati compiuti in forma ridotta o isolata.

### *VIII.3: I proiettili e le bombe con propulsione a razzo dell'ing. Robotti*

La realizzazione di queste nuove armi avvenne anche grazie all'importante apporto dato dall'ing. Aurelio Robotti, il cui interessamento pratico all'utilizzazione della propulsione a razzo in campo militare iniziò nel 1941, mentre prestava servizio nel Genio Aeronautico in qualità di giovane ufficiale del ruolo tecnico distaccato presso i reparti operativi basati in Sicilia ed a Pantelleria.

La velocità iniziale dei colpi da 20 mm e 37 mm, utilizzati sia dagli italiani che dai tedeschi nel tiro aria-aria ed antiaereo dal suolo, era infatti insufficiente per assicurare una buona gittata e Robotti, che era nato nel 1913 e si era laureato in ingegneria al Politecnico di Torino, propose d'incrementarne le prestazioni ricorrendo a forme aggiuntive di propulsione a razzo innescate e fatte agire subito dopo l'abbandono della volata di sparo da parte dei proiettili stessi.

Il Ministero dell'Aeronautica lo autorizzò a realizzare i primi propulsori ed a compiere le relative prove, che iniziarono a Guidonia con la collaborazione del



tenente dott. R. Consolini utilizzando come propellente solido dapprima polvere nera compressa e successivamente spaghi di cordite.

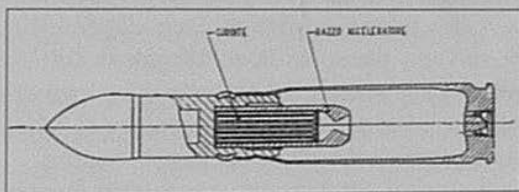
A seguito delle esigenze belliche che andavano facendosi sempre più pressanti, tali ricerche furono intensificate sotto la diretta supervisione del generale F. Raffaelli, tanto che nel 1942, presso la già citata BPD di Colleferro, vennero effettuati i primi collaudi di proiettili esplosivi da 20 e 37 mm, i cui fondelli erano stati modificati mediante l'aggiunta di un corpo propulsore contenente un grano di propellente. Esso era capace di bruciare per circa 1 sec, assicurando allo stesso proiettile un incremento di velocità di circa il 20%.

Le ultime prove di sparo vennero effettuate al poligono di Nettuno proprio la mattina dell'8 settembre 1943.

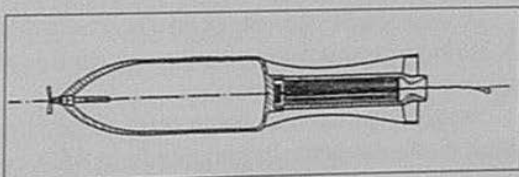
Nel precedente mese di aprile dello stesso anno, nel corso di una visita al Poligono Sperimentale di Furbara della Regia Aeronautica da parte di rappresentanti dello stato maggiore della Luftwaffe, i disegni di tali proiettili erano stati forniti anche ai tedeschi, che dettero in cambio altri progetti di armi e ritrovati segreti.

Sempre nel 1943, Robotti terminò la progettazione di una non meglio precisata bomba perforante d'aereo con propulsione a razzo, che dovrebbe essere con ogni probabilità la stessa che abbiamo esaminato in precedenza, giungendo, come abbiamo detto, alla sola fase realizzativa dei primi prototipi che, come afferma lo stesso autore (Bibl. 69), non fu conclusa.

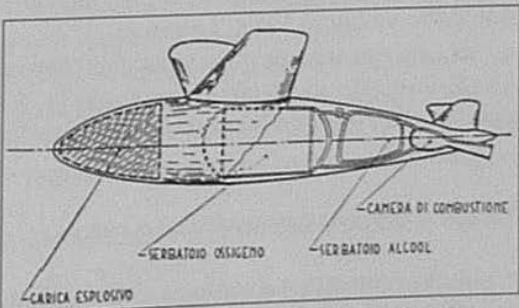
Il suo progetto più importante, riguardante i razzi balistici di più lunga gittata, fu però quello relativo alla "aviobomba Robotti", un ordigno assimilabile ad un moderno missile da crociera provvisto di ali e con propulsione a razzo che avrebbe dovuto essere lanciato da sommergibili in emersione sugli obiettivi oltremare, che erano ormai diventati irraggiungibili da parte dei bombardieri italiani per la ormai totale supremazia aerea della caccia alleata nei cieli del Mediterraneo.



*Proiettile da cannone antiaereo con propulsione addizionale a razzo dell'ing. Aurelio Robotti*



*Bomba d'aereo con propulsione addizionale a razzo*



*Aviobomba con propulsione a razzo lanciabile da sommergibili in emersione concepita dall'ing. Aurelio Robotti*

Questa idea, del tutto originale ed in assoluto anticipo sui tempi, venne immediatamente approvata dal Sottocapo di Stato Maggiore agli armamenti della Regia Aeronautica generale Ilari che ordinò la sua immediata realizzazione.

Questo ordigno, provvisto di ali dritte a sbalzo con diedro positivo e con i soli impennaggi caudali, privo quindi di timone verticale, doveva essere propulso da un motore a razzo usante come propellenti una soluzione acquosa al 75% di alcool ed ossigeno gassoso, che gli avrebbe assicurato una gittata teorica di circa 50 km, sufficiente a poter dare al sommergibile lanciatore il tempo di immergersi ed allontanarsi dalla zona di lancio.

Questo missile da crociera avrebbe dovuto essere realizzato in forma di prototipo e subito dopo costruito in serie dalla soc. Ansaldo di Genova, il cui amministratore delegato ing. A. Rocca fu appositamente convocato a Roma per i necessari accordi.

Anche questo progetto, di cui era in corso la stesura dei disegni esecutivi, fu interrotto dall'armistizio.

Dopo tale data Robotti fu contattato dai tedeschi per proseguire i suoi lavori in Germania. Il brillante tecnico oppose però un netto rifiuto dandosi alla clandestinità.

Già a partire dall'arrivo degli alleati a Roma egli poté riprendere la sua attività di servizio presso lo Stato Maggiore dell'Aeronautica che proseguì per qualche anno con la stesura del progetto di un cannone senza rinculo e la sua collaborazione alla redazione della parte tecnica del "Bollettino Informazioni" edito dall'Arma Aerea sotto la direzione del gen. F. Santini.

Lasciò il servizio attivo nel 1949 fondando una piccola società, la "Te.Co." che si sarebbe dovuta occupare dello studio e delle applicazioni della propulsione a razzo.

Divenne anche docente presso la scuola d'ingegneria aeronautica del Politecnico di Torino proseguendo nello stesso tempo la sua attività pubblicistica specializzata nel campo dei razzi e missili.

Progettò quindi una lunga serie di razzi siglati con le proprie iniziali AR tra i quali particolarmente importante fu lo AR3, primo razzo completo ed effettivamente funzionante utilizzando propellenti liquidi che sia stato mai costruito in Italia, che venne sperimentato con successo il 9 maggio 1952 in un poligono di tiro situato a Pian della Mussa in Val di Lanzo.

Tale attività sarebbe proseguita negli anni successivi fino alla realizzazione dello AR15, costruito in collaborazione con la Whitehead-Motofides che venne sperimentato più volte con buon successo sul poligono di Salto di Quirra.

#### *VIII.4: I siluri con propulsione a razzo*

Contrariamente a quanto si ritiene, l'esigenza di poter disporre di un siluro specificamente concepito per l'impiego aeronautico, da usare in Mediterraneo nel corso di un eventuale conflitto contro la Gran Bretagna ed i suoi alleati, era già stata manifestata dal 1936 dal col. Serra, capo dell'Ufficio aerosiluranti del

Ministero dell'Aeronautica, che aveva tempestivamente provveduto ad avviare lo studio e la sperimentazione di questo nuovo tipo di armi che venivano allora costruite da due importanti ditte specializzate: la Whitehead di Fiume ed il Silurificio Italiano di Baia.

I prototipi di bomba-siluro che vennero conseguentemente realizzati, denominati "silurotti" per distinguerli dai più voluminosi e pesanti siluri navali, erano lunghi 3.500 mm con un diametro di 515 mm ed erano dotati di una testa esplosiva di T4 di soli 100 kg.

Erano mossi da apparati propulsivi ad aria compressa o anidride carbonica allo stato liquido, e vennero sperimentati con lanci reali effettuati a Fiume con velivoli SIAI S. 81 nel corso del 1937.

Tali prototipi vennero giudicati inadeguati ed inaccettabili, tanto che si rinunciò alla loro costruzione in serie.

Iniziato il conflitto, i primi reparti aerosiluranti affrettatamente predisposti dovettero perciò fare un necessario affidamento su alcuni tipi di siluri aerei non appositamente concepiti per gli aviolanci, bensì derivati da tipi leggeri già da tempo in uso nella Regia Marina, che li aveva originariamente destinati all'impiego da parte delle motosiluranti e dei MAS.

Essi avevano infatti un diametro inferiore a quello standard di 533 mm dei siluri pesanti in uso sui sommergibili e sui cacciatorpediniere ed avevano ottime qualità d'impiego, tanto che, come abbiamo già visto, erano stati acquistati anche dall'alleato germanico in 300 esemplari, con la precisa clausola che in caso di necessità questa stessa partita di armi avrebbe potuto essere direttamente acquisita dalla Regia Aeronautica, cosa che in effetti avvenne con rapidità dopo l'inizio del conflitto.

In precedenza la Regia Aeronautica non aveva stanziato fondi per l'acquisto di tali costose armi, impiegabili esclusivamente per la lotta sul mare, ritenendo che le relative somme avrebbero dovuto essere messe a carico del bilancio della Regia Marina, (Bibl. 66), cosa che non fu mai accettata.

I siluri in questione erano designati con le sigle numeriche 450/170/5,46 per il tipo costruito dalla Whitehead di Fiume e 450/170/5,25 per quello realizzato dal Silurificio Italiano di Baia, indicanti nell'ordine il diametro esterno in millimetri, il peso della carica esplosiva trasportata e la lunghezza totale in metri.

Vennero felicemente adattati all'impiego aeronautico, grazie all'uso di un primo leggero stabilizzatore aerodinamico costruito in legno e del costo di ben 10.000 lire d'allora ad esemplare. Questo stabilizzatore veniva fissato alla coda dell'arma per ottenere una traiettoria aerea di lancio regolare e terminante con un corretto angolo d'impatto con la superficie liquida.

Questo efficace dispositivo veniva abbandonato subito dopo l'ingresso dell'arma in acqua.

I due siluri pesavano rispettivamente 900 ed 860 kg ma erano dotati entrambi di una testa esplosiva di 170 kg, in genere insufficiente per affondare con un solo colpo a segno navi da guerra di stazza sensibilmente più grande di quella un cacciatorpediniere (Bibl. 1), il che spiega il numero relativamente poco elevato di unità

militari britanniche ed alleate colate definitivamente a picco con il siluro da parte degli italiani, a fronte dell'elevato numero di colpi messi a segno con grande perizia dai nostri piloti e dell'alto numero di navi da guerra che furono invece solo pesantemente danneggiate.

Tali armi non potevano sopportare urti molto violenti con la superficie marina, ed erano pertanto sganciabili solo da quote relativamente modeste, teoricamente non superiori ai 120 m, ma nella realtà pari in genere a 30-50 m, ed a velocità massime di volo non superiori ai 300 km/h, valori che risultavano appena accettabili per gli S.79 che, pur potendo teoricamente volare a bassa quota a 380 km/h, raggiungevano a stento la velocità massima imposta per il lancio quando trasportavano a bordo un pesante siluro.

Queste caratteristiche penalizzanti sommate alla necessità di effettuare i relativi lanci da distanze molto ravvicinate rispetto alle navi bersaglio, per potere limitare il tempo di corsa in acqua del siluro e massimizzare in tal modo la probabilità di colpire, comportavano perciò l'esposizione dei velivoli lanciatori ad un prolungato e letale fuoco di contrasto da parte dell'artiglieria navale avversaria, che in genere non veniva distratta dalla contemporanea e massiccia apparizione di bombardieri calanti a tuffo sulle stesse navi da colpire, secondo l'efficace tecnica adoperata dagli americani nel Pacifico.

Venne quindi nuovamente manifestata l'impellente necessità di poter disporre di un nuovo tipo di siluro aereo che fosse in grado di sopportare le sollecitazioni derivanti dal lancio da una quota nettamente più elevata, quantificata in non meno di 300 m e con il velivolo in fase di leggera picchiata per poter assumere una maggiore velocità, che venne stabilita in non meno di 500 km/h, anche in vista della futura possibilità di ricevere in dotazione un adeguato sostituto del pur affidabile SM.79.

Tale proposta venne accolta nel corso della 63ª riunione del Comitato Progetti della Regia Aeronautica del 16 agosto 1941, durante la quale venne raccomandata la rapida costruzione di un'arma rispondente alle nuove specifiche dette.

### *Il siluro "Fantoni"*

Da parte della Regia Marina era stato nel frattempo messo allo studio un nuovo tipo di siluro navale dotato di un apparato propulsore semplice e leggero basato su un razzo utilizzante come protergoli ossigeno gassoso in pressione contenuto in una apposita bombola ed una soluzione di acqua ed alcool.

Un'arma subacquea dotata di tale tipo di motore, ideata e messa a punto dal maggiore del Genio Navale Fantoni, sarebbe stata assai meno delicata di quelle dotate di normali propulsori elettromeccanici, perché sostanzialmente priva di parti meccaniche propulsive sia interne che esterne in movimento.

Tale siluro avrebbe potuto quindi essere lanciato anche dall'aereo da quote e velocità nettamente più elevate di quelle fino ad allora utilizzate, anche se i pesi previsti sarebbero rimasti ancora alquanto elevati.



L'arma fu realizzata presso l'officina siluri di Pola e sottoposta al relativo ciclo di prove di collaudo, ma non venne né omologata né costruita in tempo per prendere parte alle operazioni belliche.

### *I siluri dell'ing. Bordoni*

Un altro grave limite all'azione dei reparti aerosiluranti era costituito, come abbiamo già detto, dalla rapida ed evidente obsolescenza del pur valido SIAI Marchetti S.79, che era stato l'aerosilurante standard italiano fin dagli inizi del conflitto.

La sua mancata sostituzione con il SIAI SM. 84, rivelatosi eccessivamente pesante ed ancor meno adatto allo scopo, ed il progressivo avvicinamento della minaccia aeronavale alleata alle acque prospicienti la Penisola, resero impellente la necessità di ricorrere alla ricerca di un velivolo nettamente più veloce.



*L'ing. Ferdinando Bordoni*

Si ipotizzò allora di poter adattare all'uso silurante uno dei caccia monomotori d'assalto dotati di motori in linea Daimler Benz DB.601, come il Re. 2001, i cui primi esemplari erano allora in via di distribuzione ai reparti, che sarebbero risultati i più veloci tra quelli disponibili per l'attacco di superficie, grazie alla loro finezza aerodinamica ed alla buona potenza installata.

I già descritti siluri in normale dotazione agli SM.79 sarebbero però risultati d'ingombro eccessivo ed anche troppo pesanti per poter essere sollevati e trasportati in volo da queste agili macchine in condizioni sufficientemente sicure.

Venne quindi autorizzato lo studio di diversi nuovi tipi di siluro, specificamente concepiti, tra i quali notevoli furono quelli che vennero progettati dagli ingegneri Ferdinando Bordoni e Piero Remor, con la collaborazione dell'ing. Carlo Giannini.

I primi due tecnici disegnarono e realizzarono due diversi tipi d'arma aviolanciabile del tutto nuovi aventi le parti metalliche costruite in lega ultraleggera di magnesio denominata elektron, mentre l'ing. Giannini fu coinvolto in tale realizzazione nella sua qualità di direttore della CNA (Compagnia Nazionale Aeronautica) di Roma, a suo tempo fondata dall'ing. Bonmartini ed allora appartenente al Gruppo Caproni, la quale aveva le sue officine di produzione ubicate presso l'aeroporto dell'Urbe a Roma.

Il primo tipo era a funzionamento totalmente meccanico essendo basato sull'accumulo di energia cinetica fatto da parte di due volani contenuti nel siluro stesso che erano collegati a due eliche marine propulsive controrotanti.

La messa in movimento rotatorio a 20.000 giri/min di tali volani veniva effettuata quando il siluro era ancora agganciato in volo all'aereo lanciatore.



Il funzionamento del secondo tipo di siluro era invece basato sull'uso di un motore a razzo.

Queste nuove armi subacquee, pur avendo dimensioni ridotte rispetto a quelle standard allora in uso, ed avendo un diametro esterno sempre pari a 450 mm ma con una lunghezza pari a soli 3,65 m ed un peso complessivo di 500 kg, erano dotate di una carica d'esplosivo nettamente più pesante e letale di quelle impiegate fino ad allora, pari a ben 270 kg.

Esse venivano quindi a possedere una potenza distruttiva del tutto confrontabile con quella dei siluri pesanti navali dell'epoca, il cui peso totale si aggirava invece sui 1.000-1.200 kg e che erano capaci di colare a picco, con un solo colpo a segno, anche un incrociatore pesante da 10.000 t.

Le nuove armi, denominate sempre "silurotto", vennero concepite per coprire la maggior parte della distanza dal bersaglio con una veloce traiettoria aerea, compiendo un volo di 1.000 m di lunghezza in caso di lancio aereo livellato effettuato dalla massima quota ammissibile, o di 1.500 m nel caso di lancio cabrato.

Si sarebbero poi infilate in acqua a 500 km/h, proseguendo la loro corsa per altri 700 metri fino al bersaglio, correndo in immersione a 40 nodi.

Per ottenere caratteristiche tanto spinte i progettisti ricorsero quindi anche ad un interessante apparato propulsivo a razzo che venne brevettato da Bordon e Remor il 7 giugno del 1941.

Esso usava come protergoli ossigeno gassoso contenuto in una bombola sotto pressione a 400 atm ed alcool di produzione corrente in soluzione acquosa, per limitare le temperature in camera di combustione a valori accettabili, con l'eventuale addizione di etere etilico.

Questi erano in buona sostanza gli stessi protergoli usati dai tedeschi sulle loro "V-2", pur non essendo i nostri esperti mai venuti a conoscenza diretta dell'esistenza di queste micidiali armi e delle relative tecnologie.

Il serbatoio in pressione dell'ossigeno comburente era contenuto all'interno di quello del combustibile liquido che fungeva anche da parte poppiera dell'arma stessa.

La polverizzazione dell'alcool in soluzione acquosa e la sua miscelazione con l'ossigeno avvenivano per effetto della forte pressione posseduta dall'ossigeno stesso e grazie a due tubi d'efflusso concentrici tra loro, dei quali quello esterno sagonato a semplice convergente era riservato all'ossigeno e quello coassiale interno all'alcool, che fuoriuscendo veniva direttamente investito dal getto di gas.

La miscela gassosa così ottenuta veniva quindi fatta bruciare in un'apposita camera di combustione.

Questo semplice e geniale motore a razzo, che aveva come unico grosso inconveniente l'estrema pericolosità di trasporto dovuta alla presenza del serbatoio d'ossigeno in pressione, era innescato da un'apposita cartuccia d'accensione ed era in grado d'erogare una spinta di 200 kg.

Malgrado lo scarso rendimento propulsivo in acqua che ne sarebbe derivato, sarebbe stato capace di funzionare per una durata massima di circa 30 sec, imprimendo al silurotto l'elevata velocità di traslazione necessaria, che era valutata in circa 20 m/sec.

La nuova arma aveva inoltre un sistema di stabilizzazione basato sull'uso d'impennaggi mobili capaci di controllarne la traiettoria aerea, mentre per quella in immersione era previsto l'uso di timoni di profondità asserviti ad un sistema direzionale di tipo giroscopico di nuova concezione che veniva attivato da un apposito dispositivo di armamento e sgancio anch'esso di nuovo tipo.

Gli studi preliminari relativi a tale avveniristica arma iniziarono nella seconda metà del 1941.

Le prove di messa a punto del suo profilo aerodinamico esterno vennero fatte a Guidonia utilizzando la galleria del vento a doppio ritorno.

Dopo la completa definizione del progetto venne avviata la costruzione del primo prototipo, mentre il 22 settembre 1941 venivano ordinate 12 armi sperimentali di preserie, metà delle quali con propulsione a razzo e le restanti con i volani ad accumulo d'energia cinetica, la cui realizzazione venne affidata alla detta società CNA che era allora particolarmente impegnata nella fabbricazione di ganci d'attacco per bombe.

Alla data del 12 dicembre 1942, in una riunione tenuta a Milano tra il Sottocapo di Stato Maggiore agli armamenti gen. Ilari, il Sottosegretario di Stato all'Aeronautica gen. Rino Corso Fougier e l'ing. Gianni Caproni, questi 12 siluri non risultavano tuttavia ancora completati, tanto che da parte dei militari venne prospettata l'ipotesi d'annullamento del relativo contratto.

L'ing. Caproni assicurò il suo fattivo intervento per l'eliminazione di ogni ritardo, che era essenzialmente dovuto alla mancata consegna delle parti metalliche di fusione in lega ultraleggera che avrebbero dovuto essere prodotte dall'Isotta Fraschini.

Tale produzione venne infatti dirottata presso le fonderie di Saronno.

Nel frattempo erano state effettuate le prove di lancio in mare di simulacri inerti aventi lo stesso peso e profilo esterno delle armi reali, utilizzando un pontone galleggiante, mentre nel mese d'agosto del 1942 erano iniziate quelle di sgancio da parte di un aereo in volo che vennero effettuate a Furbara utilizzando un velivolo SIAI S. 55, un SIAI SM. 79 ed un Reggiane Re. 2001, che oltre ad eseguire materialmente i lanci effettuarono anche le relative riprese cinematografiche di controllo.

Il primo esperimento in volo venne effettuato il giorno 8 agosto.

I prototipi di preserie erano in corso di completamento nel 1943, ma non si hanno notizie relative ad un eventuale collaudo finale.

Il processo costruttivo di questi promettenti siluri venne interrotto definitivamente dalla conclusione dell'armistizio.

Un tentativo d'adattamento di uno dei caccia della serie 5 alle azioni di siluramento con le armi preesistenti sarebbe stato fatto nel 1944 dall'Aviazione della Repubblica Sociale nel Nord Italia.

Venne prescelto il Fiat G.55, che fu appositamente modificato per il lancio sotto la direzione dell'ing. Stefanutti, adoperando il siluro convenzionale da 450 mm della Whitehead pesante 900 kg, tanto che l'ing. Giuseppe Gabrielli, progettista del velivolo, declinò ogni responsabilità circa la sicurezza d'impiego della sua macchina in tali condizioni di marcato sovraccarico. L'aereo fu col-

laudato con successo dal cap. Adriano Mantelli, ma l'applicazione non ebbe seguito.

L'ing. Ferdinando Bordoni, che era stato uno dei fondamentali artefici della creazione del silurotto con propulsione a razzo, è scomparso nel 1987 all'età di 90 anni.

Fu un pioniere geniale ed insigne, anche se poco noto, dell'Aeronautica italiana.

Nel 1930 aveva brevettato sia in Italia che negli Stati Uniti il fondamentale dispositivo di regolazione del passo collettivo degli elicotteri che avrebbe trovato un impiego universale anche su macchine prodotte in molti paesi esteri, tra cui gli stessi Stati Uniti, che, dopo aver fatto ampio uso di tale brevetto, compensarono l'ingegnere italiano dopo la guerra con una somma forfettaria di 50.000 dollari.

A partire dal 1944 e nei primi anni del successivo dopoguerra, progettò, costruì e collaudò felicemente presso l'aeroporto dell'Urbe a Roma l'elicottero a rotori coassiali controrotanti "Libellula", che non ebbe seguito ed è attualmente conservato presso il Museo Aeronautico Caproni di Trento.

### *VIII.5: Il siluro-razzo di Stefanini*

Come abbiamo già visto, la penuria di materiali metallici per uso industriale afflisse considerevolmente l'Italia nel corso dell'intero conflitto.

Venne fatta incetta di ogni genere di manufatti metallici esistenti in opera sul territorio nazionale, asportando e fondendo cancellate di ferro e quant'altro potesse essere utile alla produzione bellica, senza poter risolvere integralmente questo grave problema, che in realtà avrebbe precluso già in partenza qualsiasi tentativo di produzione in grandissima serie di proiettili razzo da usare in massa nel tiro balistico a saturazione d'area, anche se essi fossero stati di comprovata efficacia bellica.

Il consueto spirito d'adattamento italiano non mancò di farsi valere anche in questo particolare settore, grazie alla ingegnosa proposta di razzo riutilizzabile di Stefanini, titolare di una fabbrica pirotecnica, il quale nel 1942 propose la costruzione di un "siluro-razzo", come si continuava a chiamare in Italia, o di un missile balistico come si direbbe oggi, che avrebbe dovuto essere costituito da parti metalliche e meccanismi interni in massima parte recuperabili e riusabili.

Tale razzo lungo 10 m e del diametro di 1,5 m avrebbe dovuto avere capacità operative quasi analoghe a quelle della contemporanea "V-2" germanica, essendo propulso da alcool ed ossigeno liquido con un carico bellico pari ad 1 t d'esplosivo contenuto nell'ogiva.

Al di sotto della testata esplosiva avrebbero dovuto essere collocati i congegni di radioguida.

Tutti i dispositivi meccanici interni e le parti metalliche pregiate relative all'impianto propulsivo avrebbero dovuto essere assemblate in tre distinte sezioni, costituite rispettivamente dai serbatoi di propellente, posti sotto i congegni di guida, dalle turbine di alimentazione ed infine dalla camera di combustione metallica rivestita internamente in materiale refrattario. Trascorsi 85-90 secondi dal lancio ed

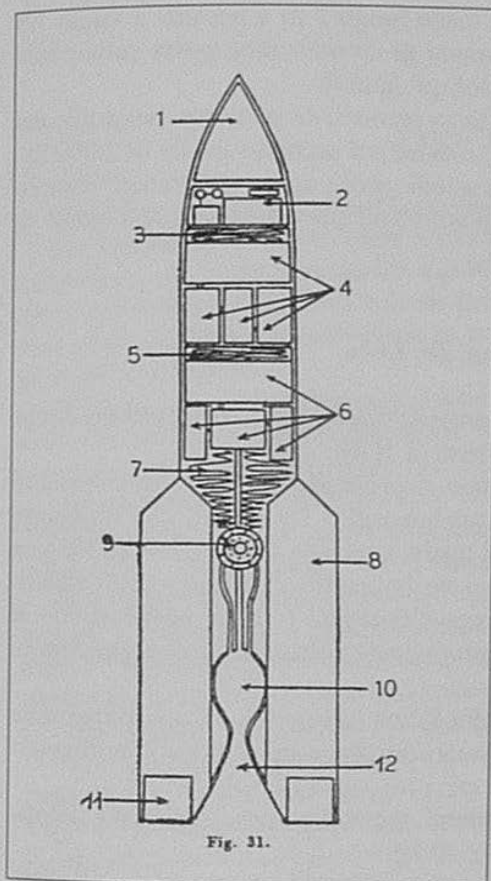


Fig. 31.

*Il razzo stratosferico a componenti separabili e riusabili di Stefanini rappresentato da Alberto Fenoglio*

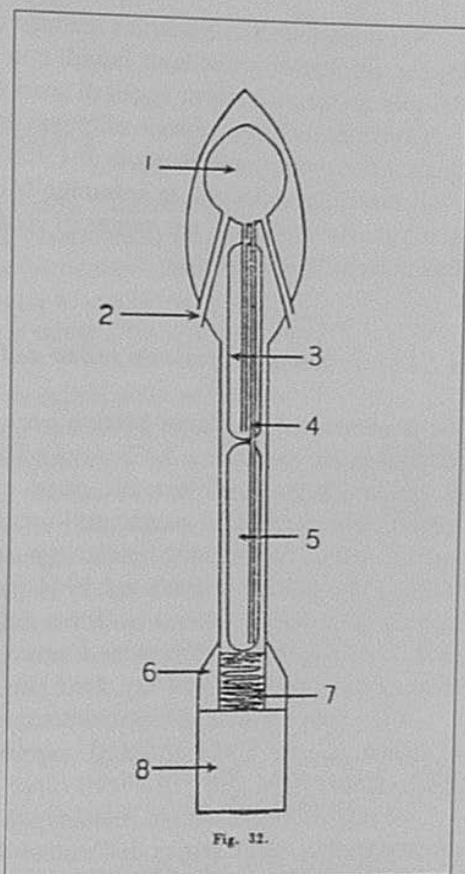


Fig. 32.

*Il razzo Stefanini con camera di combustione anteriore e getti di scarico laterali sperimentato con successo nel secondo dopoguerra*

esaurita la fase iniziale di spinta, ciascuna di queste tre parti sarebbe stata separata dalle altre mediante l'uso di bulloni esplosivi, per essere quindi espulsa attraverso un'uscita ricavata nella parte inferiore dell'involucro esterno dello stesso missile, iniziando dall'ugello cui avrebbero fatto seguito i turbocompressori di alimentazione ed infine i serbatoi.

Queste diverse sezioni sarebbero poi scese a terra senza danni grazie ai loro paracadute per potere essere recuperate e riutilizzate.

L'involucro esterno del missile, con i relativi impennaggi, avrebbe invece proseguito la sua velocissima corsa lungo la traiettoria prevista insieme ai dispositivi di guida ed alla testa di guerra, fino ad esplodere sul bersaglio.

Questo progetto, che sarebbe ancor oggi abbastanza costoso e complesso da realizzare, sembra che sia stato esaminato dalle autorità militari italiane dell'epoca, ma non ebbe ovviamente seguito.



Nel dopoguerra lo Stefanini realizzò un razzo lungo 2 m e pesante a vuoto 7,5 kg che utilizzava propellenti liquidi con camera di combustione posta sulla punta del missile stesso e doppi ugelli di scarico obliqui laterali.

Con questo ordigno furono effettuati due lanci coronati da successo, nel primo dei quali il razzo raggiunse la quota di 1.700 m, mentre nel secondo quella di 2.500 m.

Il razzo fu recuperato in entrambe le occasioni grazie ad un paracadute liberato al momento opportuno per mezzo di un dispositivo ad autoscatto simile a quello di una macchina fotografica.

#### *VIII.6: Il razzo a propellente solido dell'ing. De Luce*

L'interesse della Regia Marina per la propulsione a reazione continuò anche dopo il fatale insuccesso di Cicogna e Rabbeno (§ II.4).

In particolare venne messo a punto un tipo di proiettile dotato di un sistema di propulsione a reazione basato sull'uso di un boccaglio De Laval, che raggiunse un'accettabile funzionalità operativa ma del quale, a quanto sembra, non fu fatto un diffuso uso bellico, mentre nel 1944 presso un balipodio realizzato nello stabilimento della Regia Marina di Torre del Lago (Viareggio) venne sperimentato al banco un nuovo tipo di motore a razzo a propellente solido di grosse dimensioni realizzato su progetto dell'ing. De Luce.

A tali prove assisté in rappresentanza della Regia Aeronautica l'ing. Bernardino Lattanzi, che era allora uno degli esperti di aerodinamica del Centro Sperimentale di Guidonia (Bibl. 59).

Le relative prove dettero risultati promettenti, tanto che venne registrata al dinamometro una spinta statica dell'ordine di 6.000 kg.

Questo endoreattore avrebbe dovuto essere impiegato per la propulsione balistica di un ordigno bellico di adeguate caratteristiche, ma lo studio e lo sviluppo del razzo e della relativa testata bellica cessarono del tutto con l'armistizio.



## CONCLUSIONE

Negli anni che precedettero la seconda guerra mondiale e nel corso dello stesso, l'Italia fu quindi concretamente attiva nel campo della propulsione a reazione in generale ed in quella aeronautica a getto in particolare, tanto da poter essere classificata subito dopo Germania e Gran Bretagna in una ideale graduatoria che tenesse conto delle attività originali poste in atto in quest'ultimo settore dalle nazioni partecipanti al conflitto.

Gli Stati Uniti, che sono oggi i leader mondiali nella produzione dei turbogetti, si limitarono alla realizzazione di un valido turbocompressore a gas di scarico che venne largamente utilizzato per la sovralimentazione dei motori alternativi esistenti, raggiungendo i migliori risultati con il potente Pratt & Whitney Double Wasp da 2.200 hp al decollo che venne installato sui loro più potenti velivoli da caccia, come il Republic "Thunderbolt" ed il Chance Vought "Corsair".

Tale dispositivo rappresentava l'immediato precursore concettuale del moderno motore a reazione (§ 1.3), tanto che, a detta del suo stesso ideatore Sanford Moss, avrebbe potuto evolvere facilmente in un primissimo turbogetto; possibilità della quale egli stesso non si rese mai conto e non prese quindi in considerazione, come avrebbe ammesso in seguito con evidente rammarico (Bibl. 49).

Nel campo della propulsione a razzo, dopo i lavori pionieristici di Goddard sui propulsori a liquidi, che furono privi di applicazioni operative concrete, gli Stati Uniti svolsero invece una notevole serie di attività originali che ebbero una discreta incidenza sullo svolgimento della guerra.

Vennero infatti messi a punto lo JATO (Jet Assisted Take Off), razzo ausiliario di decollo, il bazooka anticarro e diversi altri tipi di proiettili-razzo superficie-superficie ed aria-superficie, che verso la fine del conflitto divennero anche guidati e di grosse dimensioni.

Lo JATO in particolare venne ideato e costruito da Frank J. Malina, Edward S. Forman e John W. Parsons sotto la guida e con la fattiva collaborazione di Theodore von Kármán. Esso venne sperimentato per la prima volta nell'agosto 1941.

Il bazooka fu invece messo a punto sempre nel 1941 da un team della US Army composto da Leslie Skinner, C.N. Hickman e Edward G. Uhl.

Gli americani ottennero quindi nel settore dei razzi dei buoni risultati con sforzi tecnici e finanziari nel complesso limitati rispetto a quelli giganteschi fatti dalla Germania hitleriana, mentre ricevettero dalla Gran Bretagna il turbogetto realizzato da Frank Whittle (Bibl. 17).

I britannici a loro volta, pur avendo realizzato ed impiegato diversi tipi di proiettili-razzo (Bibl. 19) e pur primeggiando grazie a Frank Whittle nella realizzazione dei turbogetti, furono in pratica assenti nell'uso della propulsione ad endoreattore con propellenti liquidi.

I risultati sperimentali ottenuti dagli italiani, a fronte di un livello assai ridotto, ma non trascurabile, di studi ed esperimenti svolti, furono di qualche rilievo nel settore dei razzi a propellenti liquidi, con la messa a punto al banco di diversi prototipi di endoreattori usanti alcool ed ossigeno gassoso, che non dettero però luogo ad alcuno sviluppo applicativo.

Anche gli studi e gli esperimenti effettuati nel campo dei proiettili-razzo furono senza esito, malgrado fossero stati raggiunti risultati accettabili e suscettibili d'impiego operativo, per la marcata sfiducia inizialmente riposta dalle autorità militari sulle loro prestazioni belliche in termini di precisione e quindi di rapporto tra costo ed efficacia.

Il complesso delle attività di studio e sperimentazione fatte in Italia sulla propulsione a razzo, sia del tipo a propellenti liquidi che solidi, ebbe due centri principali di sviluppo: Roma, grazie all'opera di Gaetano Arturo Crocco e degli studiosi della facoltà d'ingegneria dell'Università, con la collaborazione della BPD di Colferro, e Torino, dove, come abbiamo visto, agirono diversi studiosi privati sia in maniera coordinata tra loro che indipendente.

I risultati ottenuti nel settore della propulsione a getto furono invece assai più importanti, anche se nell'immediato vennero considerati poco promettenti.

Le applicazioni pratiche reali furono completamente nulle anche in quest'ultimo settore, ma solo a seguito della firma dell'armistizio e della sconfitta finale.

Decisiva fu la scarsa entità dei finanziamenti che vennero accordati, sia dagli enti preposti dello Stato che da società industriali e da singoli privati, che, effettuati nell'arco di una ventina d'anni, sono valutabili in prima approssimazione in non più di una trentina di milioni di lire al valore del 1943.

Gli studi e le attività italiane nel settore della propulsione a reazione, pur essendo stati quindi di livello apprezzabile, furono influenti sia sulla condotta delle operazioni belliche del 1940-45, che sul rapido sviluppo dei moderni turbogetti e dei moderni missili che sarebbe avvenuto nei due decenni successivi.

Nel nostro Paese, infatti, non riuscì a maturare un humus favorevole allo sviluppo di tale forma di propulsione basato su larghe disponibilità finanziarie ed adeguate capacità tecnologico-produttive, sebbene le personalità aventi potere decisionale in tale settore, politiche, militari e tecnico-scientifiche civili, fossero pienamente consapevoli delle sue notevoli potenzialità applicative.

Nella seconda metà degli anni '30 il nostro Paese s'impegnò a fondo nelle conquiste territoriali di Etiopia ed Albania, oltre che nella guerra di Spagna, che furono condotte con dovizia di mezzi, assorbendo una larghissima fetta delle scarse risorse economiche disponibili ed impegnando la quasi totalità delle capacità produttive del complesso militare-industriale italiano.

Tali imprese, pur terminando con altrettanti successi politico-militari, furono disastrose sul piano economico perché prosciugarono le casse dello Stato (Bibl. 45) senza dare il desiderato accesso a risorse economiche e naturali decisive.

Questi apparenti successi dettero inoltre luogo ad un progressivo isolamento materiale e culturale del nostro Paese dalla comunità internazionale ed in particolare dai paesi che erano sempre stati a noi tradizionalmente vicini, come Francia, Stati

Uniti e Gran Bretagna, nostri alleati dai uniti d'Italia fino alla grande guerra.

Durante e dopo la conquista dell'Etiopia, le grandi potenze occidentali, divenute decisamente ostili, iniziarono a tagliare i ponti con l'Italia, non tanto sul piano delle relazioni formali, quanto su quello sostanziale dei trasferimenti di tecnologie e materie prime, oltre che di risorse finanziarie.

L'applicazione delle sanzioni, decise nel 1935 dalla Società delle Nazioni e mantenute fino alla fine della guerra d'Etiopia per i prodotti di più largo consumo, ebbe conseguenze pratiche che operarono in maniera strisciante fino allo scoppio della seconda guerra mondiale per i materiali di carattere eminentemente strategico.

La loro mancanza o limitata disponibilità ebbe effetti deleteri sullo sviluppo del settore aeronautico italiano perché vennero a cadere in un periodo critico di forti progressi tecnologici di cellule e motori, facendo accumulare al nostro Paese un ritardo evolutivo valutabile in non meno di 5 anni, che, all'atto dello scoppio del conflitto nel 1939, si sarebbe rivelato incolmabile.

Basti pensare che la produzione del biplano da caccia CR.32 terminò nella primavera del 1939 per poter dare inizio a quella del suo diretto derivato CR.42, poco meno obsoleto, quando lo Spitfire britannico era già in produzione fin dal marzo 1937.

Le conseguenze pratiche dell'isolamento politico-economico subito dall'Italia furono quindi molto pesanti sul piano tecnologico e scientifico, visto che Francia, Gran Bretagna e Stati Uniti, oltre ad essere paesi forti sul piano finanziario ed avanzati su quello tecnologico e scientifico, controllavano anche le fonti mondiali d'approvvigionamento della maggior parte delle materie prime necessarie per lo sviluppo dei diversi settori industriali aventi rilevanza bellica.

Sia le relazioni di carattere commerciale che l'abituale attenzione esercitata dalla società italiana del tempo verso modelli culturali d'importazione vennero perciò fatte convergere da parte del regime fascista verso la Germania, con risultati limitati per la difficoltà d'accesso alle nuove tecnologie che venivano allora messe a punto dai tedeschi.

Nella seconda metà degli anni '30 lo sviluppo tecnico-scientifico della Germania aveva infatti assunto caratteri assai dinamici in tutti i campi ed in particolare anche in quello della propulsione a reazione sia a getto che a razzo.

Tale processo era stato però impostato e portato avanti sotto la tutela della più rigorosa riservatezza imposta dal regime nazista, data la volontà di Hitler di superare i vincoli militari imposti dal trattato di Versailles, grazie all'uso della nuova arma aerea e delle nuove armi segrete che con larghezza di mezzi tecnici e finanziari venivano studiate e fatte sviluppare.

Gli apporti tedeschi di conoscenze avanzate all'evoluzione tecnologica italiana furono di conseguenza assai ridotti in generale e praticamente nulli nel settore della propulsione a reazione.

Sul piano tecnico-produttivo, la risposta che venne data dal regime fascista fu quella dell'autarchia, consistente nella sostituzione delle tecnologie e dei materiali diventati irrimediabili con altri prodotti direttamente nel nostro Paese o nelle colonie.

I risultati pratici di questa nuova politica furono però efficaci solo sul piano

propagandistico, perché strinsero il Paese intorno alla classe dirigente fascista, ma ebbero effetti psicologici, materiali ed economici deleteri, in primo luogo perché nell'opinione pubblica venne ingenerato un orgoglioso sentimento di autosufficienza che invitava a rigettare o a non tenere mai conto di quanto veniva realizzato all'estero, mentre veniva dato scarso peso al fatto che molti prodotti industriali essenziali come ad esempio il cotone, la gomma ed i metalli industriali come il nickel o lo stagno erano in realtà del tutto insostituibili, con ovvie ripercussioni negative sul livello qualitativo delle produzioni ad alto contenuto tecnologico.

I succedanei autarchici che furono introdotti erano infatti meno buoni o comunque molto più costosi dei prodotti d'importazione, cosa che impoverì il Paese e ridusse in maniera sostanziale lo sviluppo tecnologico e scientifico atteso in moltissime aree, sia complementari che di diretto supporto a quella aeronautica.

Basti pensare ai problemi, messi allo studio anche a Guidonia, di sostituzione dell'olio minerale con olio di ricino per la lubrificazione dei motori a scoppio e l'introduzione dell'alcool da aggiungere alla scarsa e costosa benzina disponibile.

Nel settore metallurgico, già considerato parlando di leghe metalliche per la fabbricazione di turbine, si pensò di sostituire alcuni elementi metallici essenziali presenti negli acciai con il berillio, reperibile in Etiopia, al quale venivano attribuite proprietà miracolistiche.

Vennero importate migliaia di tonnellate di minerale usandolo come zavorra per le navi da carico che facevano la spola con l'Africa Orientale, partendo piene dall'Italia e tornando scariche, visto che l'Impero era una scatola vuota nella quale c'era moltissimo da inviare e quasi nulla da importare, ma non se ne fece alcun uso industriale decisivo, tanto che la realizzazione di leghe per impieghi ad alte temperature e forti sollecitazioni necessarie per la costruzione delle turbine, pur essendo stata presa in considerazione prima e durante la seconda guerra mondiale (§ V.2), non dette risultati concretamente validi.

Altro problema di drammatica rilevanza in campo aeronautico fu quello della messa a punto di carburanti antidetonanti con numero d'ottani superiore a 100, che venne praticamente ignorato in Italia ed invece efficacemente risolto da britannici ed americani che si ritrovarono per questa sola via ad avere disponibili motori aeronautici supercompressi più potenti di quelli precedentemente in uso di almeno il 20%.

L'avvenuta soluzione del problema della detonazione nei motori alternativi aeronautici per valori del rapporto di compressione superiori a 7, insieme alla disponibilità dei turbocompressori azionati dai gas di scarico, permise loro, già nei primi anni di guerra, di spremere, da motori alternativi che erano, almeno inizialmente, poco diversi dai nostri, un numero di cavalli assai più elevato.

La nostra aeronautica fu perciò messa subito di fronte al drammatico problema di una potenza disponibile per i propri velivoli sempre drammaticamente inferiore a quella raggiungibile dalle controparti inglesi ed americane.

L'altro forte handicap fu quello della mancanza di adeguate risorse finanziarie dedicabili allo sviluppo di idee e progetti di elevato contenuto tecnologico.

L'Arma Aerea, che è sempre stata in Italia la fonte primaria di finanziamenti per



ogni iniziativa di sviluppo tecnico in campo aeronautico, non dispose mai di risorse sufficienti per fare pienamente fronte anche ai soli compiti istituzionali di Forza Armata dello Stato.

Ciononostante essa dovette provvedere ai molteplici gravami connessi con lo sviluppo tecnico-scientifico di base del settore quasi da sola; già a partire, per fare un esempio del tutto marginale ma significativo, dal finanziamento delle maggiori pubblicazioni scientifiche del settore come la prestigiosa "Aerotecnica".

Gli sforzi finanziari che furono compiuti dalla Regia Aeronautica per la messa a punto di prototipi di non immediata utilizzabilità operativa, come erano ad esempio lo Stipa-Caproni ed il Campini-Caproni, pur essendo complessivamente limitati in termini monetari effettivi, ebbero quindi una valenza tecnico-scientifica rilevante, tanto da poter essere considerati significativi e lungimiranti.

Per le realizzazioni dei progetti di Campini si deve inoltre ricordare che ci fu un forte esborso finanziario in pura perdita sostenuto anche dalla stessa Caproni.

Pur tra tante difficoltà, venne portato avanti con decisione il processo di sviluppo della propulsione a getto basato sui motoreattori, che, pur avendo avuto le sue origini pionieristiche all'estero ad opera del rumeno Henri Coanda (§ II.2), ebbe in Italia una via autonoma ed originale di completo sviluppo chiaramente delineabile.

Questo lavoro di ricerca e sperimentazione venne portato infatti ad uno stadio di sviluppo assai prossimo all'ottenimento di concreti risultati applicativi sia da parte di Secondo Campini che di Antonio Ferri.

L'utilizzazione di propulsori di questo tipo sarebbe stata tutt'altro che disprezzabile per velocità di volo comprese tra i 700 e gli 800 km/h, nelle quali l'elica aerea classica perde marcatamente di efficacia richiedendo l'uso di motori a pistoncini di potenza estremamente spinta.

Un valido motoreattore avrebbe potuto trovare un efficace impiego per velocità e quote operative che sarebbero risultate cruciali nella condotta dei combattimenti aerei della seconda guerra mondiale.

Tali prestazioni vengono fornite solo oggi, con un rendimento prossimo a quello di un motore alternativo e decisamente migliore di quello fornibile da un turbogetto puro, sia da parte delle turboeliche che dalle moderne turboventole.

Il motoreattore non sarebbe stato invece capace di fornire le più alte potenze propulsive necessarie per il volo a velocità altamente subsoniche, per i limiti di potenza fornibile ad un compressore rotativo da parte di un motore alternativo.

Storicamente parlando, il motore a pistoncini è infatti arrivato ad erogare le massime potenze possibili, dell'ordine dei 3.500-4.000 hp solo nei primi anni '50, ricorrendo a complesse e pesanti architetture costruttive e solo grazie all'uso di potenti turbocompressori di sovralimentazione.

Tali potenze sarebbero state del tutto inadeguate per ottenere le forti spinte reattive richieste ad un turbogetto.

Gli italiani erano perciò andati sviluppando quello che, nel lungo periodo, sarebbe comunque diventato un ramo secco nel campo della propulsione aerea, ma dal quale si sarebbero potuti ottenere seri risultati applicativi nel breve periodo di tempo prima dello sviluppo spinto delle turboeliche e dei turbogetti.



Occorre però sottolineare ancora una volta che, contrariamente a quanto si ritiene, tali limiti di sviluppo del motoreattore erano in realtà ben presenti nella mente di Secondo Campini, come egli fece costantemente rilevare nei suoi scritti.

Tali limiti sarebbero stati facilmente superati con la semplice eliminazione del motore alternativo e con l'introduzione di una efficiente turbina a gas di scarico; problema che, come detto, era in via di superamento anche in Italia, pur facendo ricorso a soluzioni metallurgiche di compromesso, sia ad opera dello stesso Secondo Campini che dell'altro grande turbomotorista Giuseppe Belluzzo.

Questi ulteriori passi in avanti avrebbero però trovato già tracciata larga parte della strada che è necessario percorrere per la realizzazione di un moderno turbogetto, sia per l'avvenuta realizzazione di una turboventola assiale, valida se non addirittura sofisticata per quei tempi, che per quella dell'avvenuta ideazione e fabbricazione di un postbruciatore realmente funzionante, dal rendimento e dalle prestazioni sicuramente migliorabili.

Tali dispositivi furono entrambi ideati e costruiti da Campini in maniera autonoma, ed in forme molto meno scadenti di quanto venne allora stimato, visto che anche i moderni dispositivi di postcombustione seguitano ad avere consumi molto elevati.

Le limitate prestazioni fornite dal C.C.2 furono in realtà causate dai pesi e dalle dimensioni eccessive del velivolo stesso, oltre che dalle scadenti prestazioni del motore alternativo che venne allora utilizzato.

L'apparato propulsore di questo velivolo sarebbe stato sicuramente perfezionabile e potenziabile fino a fornire le prestazioni previste da Campini con la semplice adozione di un motore alternativo decisamente più potente ed affidabile.

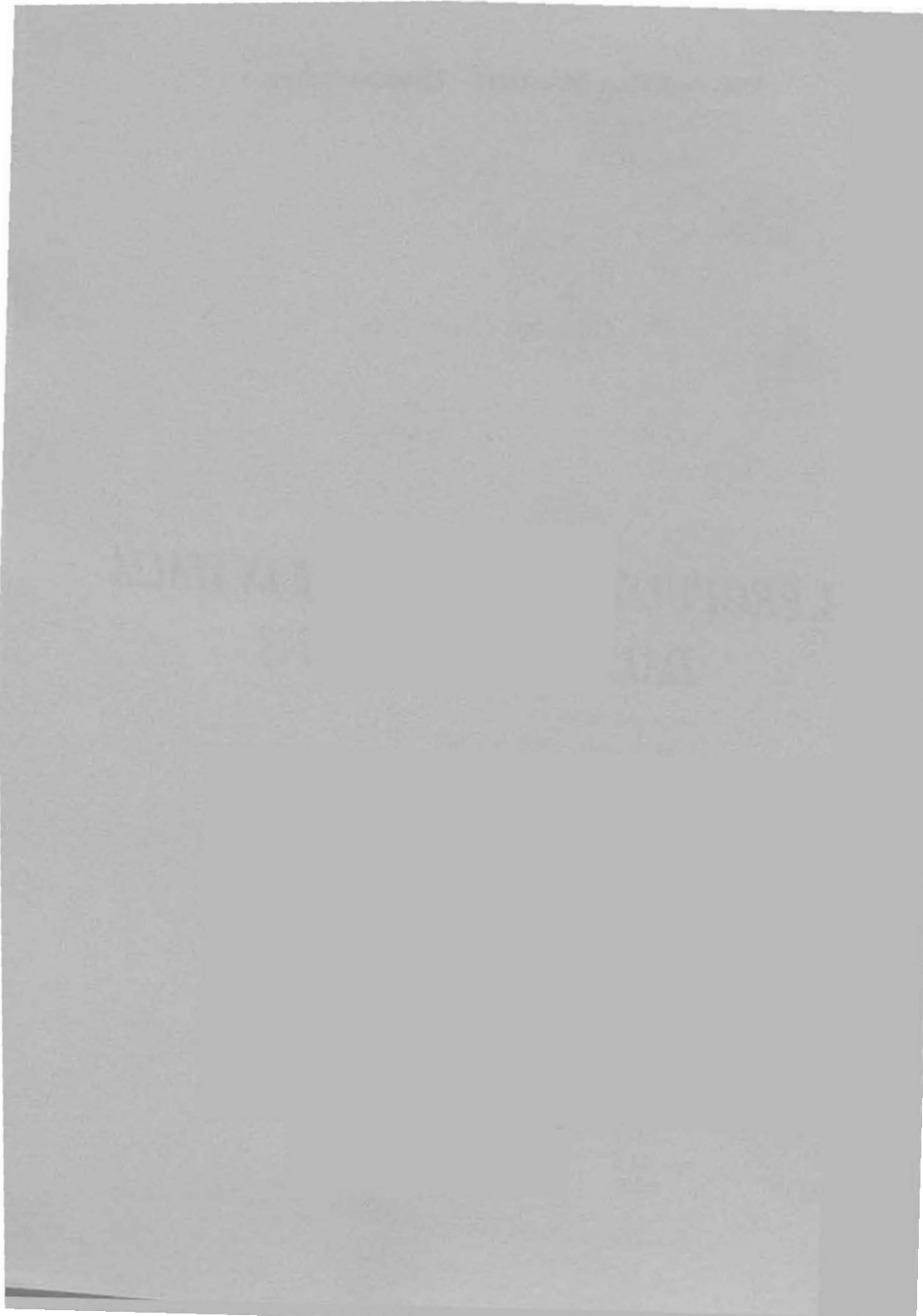
Per la messa a punto del postbruciatore, in particolare, la priorità internazionale dell'esemplare realizzato da Campini dovrebbe essere assoluta, anche se nessuno si è mai dato la pena di attribuirgli ufficialmente tale tipo di riconoscimento.

Questi importanti risultati, sottovalutati in primo luogo nel nostro Paese e di conseguenza ignorati o trascurati in campo mondiale, costituiscono una ulteriore conferma del buon livello del lavoro svolto con continuità nell'arco di quasi un cinquantennio dall'Italia nel settore aeronautico, partendo dall'epoca pionieristica del volo di fine '800 fino alla cruciale data dell'8 settembre 1943, che ne segna il punto conclusivo come processo di sviluppo unitario.

Nel dopoguerra il settore aeronautico italiano sarebbe infatti ripartito su scala produttiva notevolmente ridimensionata, potendo in pratica contare solo sulle scarse risorse finanziarie provenienti dal magro bilancio dell'Aeronautica Militare italiana, e limitata nelle esportazioni sui mercati internazionali dalla forte disponibilità di surplus militari di provenienza americana.

Per il settore della propulsione a getto ed a razzo il nuovo settore aerospaziale italiano avrebbe iniziato a muoversi partendo da basi tecnico-scientifiche totalmente nuove, stabilite grazie all'acquisizione di know-how britannico ed americano.

Nei decenni successivi ulteriori forti impulsi sarebbero venuti da un'ampia apertura della nostra industria alle collaborazioni internazionali, effettuate su basi di maggiore pariteticità sia sul piano della formulazione delle idee, che su quella dell'elaborazione dei relativi progetti.



1911

1911

1911

1911

1911

## BIBLIOGRAFIA

- 1) Aichner Martino: *Il gruppo Buscaglia e gli aerosiluranti Italiani*.  
Milano, Longanesi, 1969.
- 2) Arena Nino: *La Regia Aeronautica nella II Guerra Mondiale*. 1943.  
Roma, Ufficio Storico Aeronautica Militare Italiana, 1995.
- 3) Diego di Costabissara: *Ricerca di un propulsore aereo*.  
"Rivista Italiana d'Aeronautica", Dicembre, 1916.
- 4) Belloni Angelo: *Della migliore arma*.  
"Rivista Marittima", Ottobre-Novembre, 1921.
- 5) Belluzzo Giuseppe: *Lo stato attuale del problema delle turbine a combustione interna*. "L'Elettrotecnica", 15 Febbraio 1932.
- 6) Bernardi E.: *Un paradosso idrodinamico*.  
Atti del R. Istituto Veneto. Parte seconda, 1903-1904, p. 1111.
- 7) Bignozzi, Catalanotto: *Aerei d'Italia*.  
Roma, Edizioni Cielo, 1962.
- 8) Bory M.: *Essai sur la balistique de la fusée*.  
Memorial de l'artillerie française. Paris, 1922, Tomo I, fasc. 3 p. 638.
- 9) Bona Carlo Felice: *I motori italiani per apparecchi d'alta velocità*.  
Atti del Convegno Volta. Roma, Reale Accademia d'Italia, 1935.
- 10) Campini Secondo: *Contributo allo studio della propulsione a reazione*.  
Parte Prima: *Motori a getto continuo*.  
"Aeronautica", Agosto-Dicembre, 1930.
- 11) Campini Secondo: *Sulla teoria del motopropulsore Campini*.  
"L'Aerotecnica", n. 1, 1938.
- 12) Campini Secondo: *Prospettive dell'aviazione futura*.  
"L'Ala", n. 2, 1948.
- 13) Campini Secondo: *Biografia tratta da: Scienziati e tecnologi contemporanei*.  
Milano, Mondadori, 1974.

- 14) Canovetti Cosimo: *Studio di un motore ad idrocarburo con applicazione della turbina "Laval"*.  
"Il Politecnico", Luglio, 1905.
- 15) Canovetti Cosimo: *Sul propulsore a reazione diretta e sull'impiego dei razzi*.  
"L'Ala d'Italia", Settembre, 1931.
- 16) Ciampaglia Giuseppe: *I fratelli Wright e le loro macchine volanti*.  
Roma, I.B.N., 1993.
- 17) Ciampaglia Giuseppe: *E' scomparso Frank Whittle inventore del motore a reazione*.  
"Rivista Aeronautica", n. 5, 1996.
- 18) Ciampaglia Giuseppe: *Roberto Bartini progettista a Mosca*.  
"Rivista Aeronautica", n. 5, 1996.
- 19) Collier Webb Derek: *Rocket Attack*.  
"Aeroplane Monthly", June-July, 1995.
- 20) Congreve William: *A Treatise on the General Principles, Powers and Facility Applications of the Congreve Rocket systems*.  
London, Longman, Rees, Orme, Brown & Green, 1841.
- 21) Costanzi Giulio: *Cinquantennio dell'aviazione italiana. L'apporto italiano alla tecnica aeronautica*.  
"Rivista Aeronautica", 1959.
- 22) Corelli Riccardo M.: *Note sulla decomposizione isoterica del nitrometano e sua utilizzazione*.  
"La Chimica e l'Industria", 12, 1949.
- 23) Cremona Cesare: *Il sorgere dell'industria per le attività spaziali*.  
"Missili", 8, 1962.
- 24) Crocco Gaetano A.: *Missili Geodetici*. "Missili", 3, 1959.
- 25) Crocco Gaetano A.: *Dall'antiaereo alla base orbitale*.  
"Missili", 4, 1961.
- 26) Crocco Gaetano A.: *La ricerca aeronautica in Italia nel passato nel presente e nel futuro*.  
"L'Aerotecnica", 1952, pp. 302-307.
- 27) Crocco Gaetano A.: *Instruction and Research in Jet Propulsion*.  
"Journal of American Rocket Society", March, 1950.
- 28) Crocco Gaetano A.: *Opere*.  
Pubblicate a cura dell'Accademia Nazionale dei Lincei, Roma, 1978.



- 29) D'Alessandro Alessandro: *La propulsione a razzo nei proiettili campali e nei teleproiettili*.  
"Rivista Militare", Giugno, 1946.
- 30) Da Rios L.S.: *Intorno ad un nuovo principio di propulsione aerea*.  
"Aerotecnica", n. 5, 1928.
- 31) Da Rios L.S.: *Il propulsore a risucchio a reazione*.  
"Aerotecnica", n. 6, 1928.
- 32) De Sanctis G.: *Il velivolo a razzo*.  
"L'Ala d'Italia", Novembre, 1929.
- 33) Esnault Peltier Robert: *L'exploration par fusée de la très haute atmosphère et possibilité des voyages interplanétaires*.  
Paris, Société Astronomique de France, 1928.
- 34) Evangelisti Giorgio: *Bologna nella storia del volo*.  
Ed. Olimpia, 1995.
- 35) Eula A.: *Gaetano Arturo Crocco*.  
"Missili e Spazio", n. 1-2, 1969.
- 36) Falorsi De Bernardi Maria Vittoria: *Mario De Bernardi*.  
Roma, Bizzarri, 1976.
- 37) Favagrossa Carlo: *Come perdemmo la guerra*.  
Milano, Rizzoli, 1946.
- 38) Fenoglio Alberto: *A che punto siamo coi razzi*.  
Torino, Lavagnino ed.
- 39) Filtri Tullio: *Un nuovo motore a turbina*.  
"L'Osservatore Romano", 27 Gennaio 1950.
- 40) Forlanini Enrico: *Biografia tratta da "L'Aerotecnica"*, 11-12, 1930.
- 41) Fontanive Mazzaron Anton Giulio: *Il volo a vela italiano*.  
Nuovo Studio Tecna, Maggio, 1991.
- 42) Gattegno Ferro Guido: *La propulsione a reazione nell'aeronautica del passato*.  
"Aeronautica", Luglio, 1932.
- 43) Goddard Robert: *A Method of Reaching Extreme Altitudes*.  
Smithsonian Institution Miscellaneous Collection  
Washington, 1919, Vol. n. 2.

- 44) Goddard Robert: *Liquid Propellent Rocket Development*.  
"Smithsonian Institution Publication" 3381, Mar. 16, 1916.
- 45) Guarneri Felice: *Battaglie economiche tra le due guerre mondiali*.  
Milano, Garzanti, 1953.
- 46) Guidoni Alessandro: *Motore a combustione e turbine a gas*.  
"Rendiconti Tecnici della Direzione Superiore del Genio", n. 3, 1923.
- 47) Guidoni Alessandro: *Turbomotore a compressore a nafta*.  
"Notiziario Tecnico Ministero Aeronautica", Agosto, 1926.
- 48) Gunston Bill: *The Osprey Encyclopaedia of Russian Aircraft 1875-1995*  
London, 1995.
- 49) Gunston Bill: *World Encyclopaedia of Aero Engines*.  
P. Stephens Ltd., 1995.
- 50) Jotti da Badia Polesine: *L' Aeroplano Razzo*.  
"Aeronautica", Agosto, 1928.
- 51) Lattanzi Bernardino: *Vita ignorata del Centro Sperimentale di Guidonia*.  
Roma, IBN, 1993.
- 52) Lorin R.: *Étude sur la Propulsion des Aéroplanes à grande vitesse*.  
"L'Aérophile", 1908, p. 82.
- 53) Lorin R.: *Une expérience simple relative au propulseur à réaction directe*.  
"L'Aérophile", 1913, p. 514.
- 54) Mancini Luigi: *Grande Enciclopedia Aeronautica*.  
Milano, Edizioni Aeronautica, 1936.
- 55) Marini Giulio: *Il pioniere Ferdinando Bordoni*.  
"Rivista Aeronautica", n. 2, 1987.
- 56) Masters David: *German Jet Genesis*.  
"Jane's", London, 1982.
- 57) Mattioni Nello, Zuliani Vanni: *E la botte volò*.  
*Il friulano Antonio Mattioni pioniere del volo a reazione*.  
Giovanni Aviani Edit., 1984.
- 58) Montinaro Giancarlo: *Cinquanta anni fa il Campini Caproni*.  
"Rivista Aeronautica", n. 5, 1990.

- 59) Needham Joseph: *Science and Civilization in China*.  
Cambridge University Press, 1965, Vol. 4 Part 2.
- 60) Oberth Hermann: *Wege zur Raumschiffart*.  
Munich, Oldenburg Publ., 1923.
- 61) Oberth Hermann: *Die Rakete zu den Planeten Raumen*.  
Munich, Oldenburg Publ., 1928.
- 62) Pegna Giovanni: *L'artiglieria di grosso calibro sopra piattaforme aeree*.  
"Rivista Aeronautica", Gennaio, 1926.
- 63) Pesce Giuseppe: *Vigna di Valle*.  
Roma, Ed. Ateneo e Bizzarri, 1979.
- 64) Pignato Nicola: *I razzi in italia*.  
"Rivista Aeronautica", Dicembre, 1964.
- 65) Pistolesi Enrico: *Il problema dell'elica intubata e le sue applicazioni*.  
"Aerotecnica", 1924, p. 271.
- 66) Pricolo Francesco: *La Regia Aeronautica nella seconda guerra mondiale*.  
Milano, Longanesi, 1971.
- 67) Rabbeno Giorgio: *Considerazioni generali sulla propulsione a getto*.  
"L'ingegnere", Maggio, 1930.
- 68) Rabbeno Giorgio: *Ricordo di Giorgio Cicogna*.  
"Tecnica Italiana", n. 1, 1959.
- 69) Robotti Aurelio C.: *1941-1961: Venti anni di attività missilistica*.  
"Missili", Ottobre, 1961.
- 70) Rocca Carlo: *L'aeroplano-razzo e la navigazione intersiderale*.  
"L'Ala d'Italia", Giugno, 1928.
- 71) Ruggieri Claude Fortuné: *Élémens de pyrotechnie*.  
Paris, Barba Librairie, 1811.
- 72) Sarracino Marcello: *Esperienze sulla spinta di reazione dei gas di scarico nei motori d'aviazione*. "L'Ingegnere", n. 10-11, 1945.
- 73) Serragli Giovanni: *Le turbine a gas di scarico*.  
"Rivista Aeronautica", novembre, 1941.
- 74) Silvestri Armando: *L'avvento della turbina a combustione interna*.  
"Scienza e Vita", Novembre, 1950.